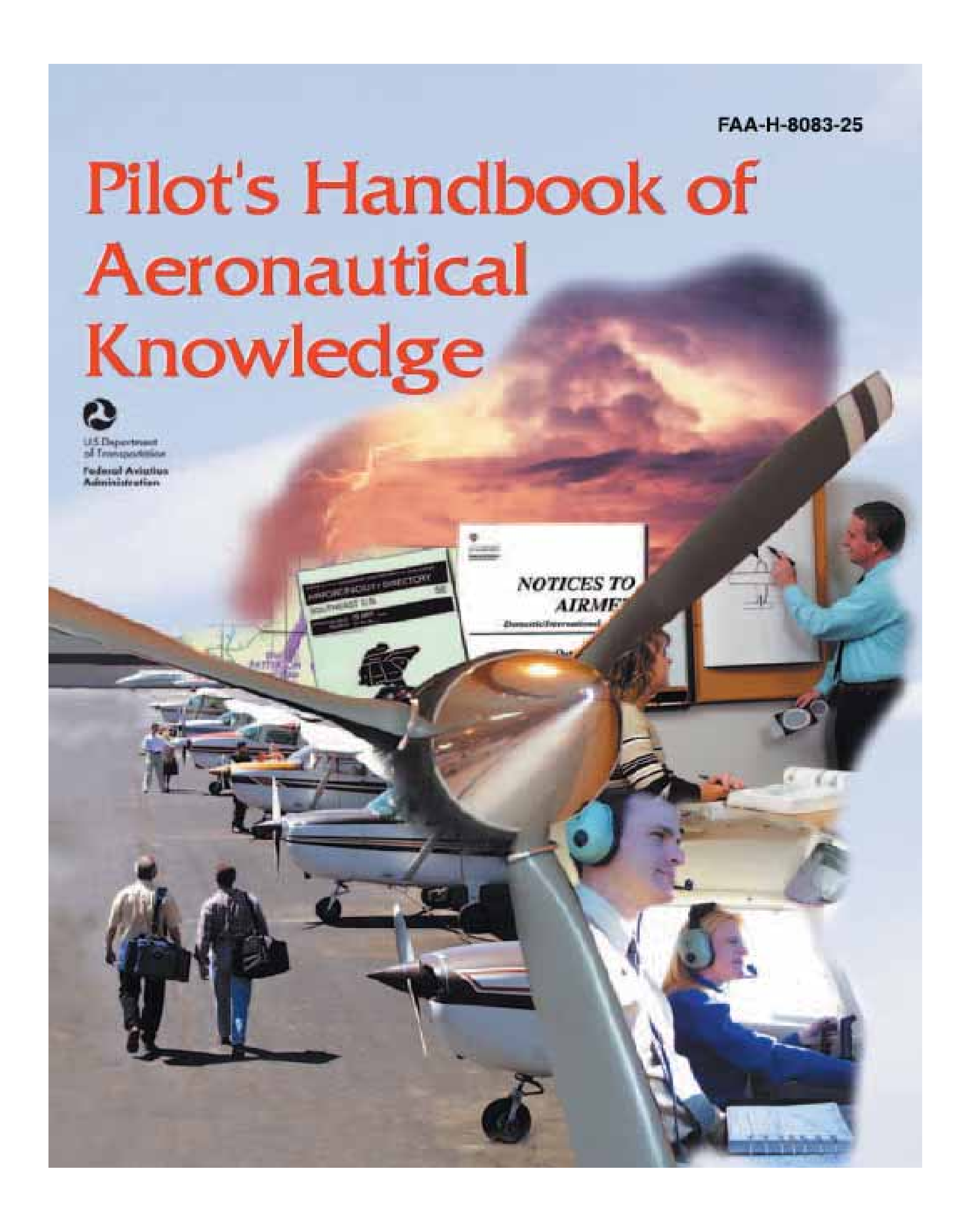
飞行员航空知识手册

2003 版 中译本



译序

1） 本手册来源于美国航空管理局 FAA 的公开出版物 2003 年版本的 *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*(H-8083-25)翻译而来,翻译时间为 2007 年 3 月至 2007 年 12 月。

2） 本手册之目的是为飞行模拟游戏爱好者提供一本系统的基础原理教材，以帮助提高玩飞行模拟游戏的技能。

3） 若真实飞行学员以此为参考材料时，请特别注意本手册中可能不准确或者错译之处，如有任何歧异，请以飞行学校教官的观点和指定培训教材为准；另要注意本书中所指的飞行规则和相关法规都是美国飞行规则和有关法规。

4） 任何组织和个人不得以此电子版文档的下载、复制、印刷等手段谋利。

5） 任何错译、漏译、不准确等相关问题，烦请联系译者，反馈您的观点和建议，不胜感谢。

6） 【】中的文字是为了便于阅读理解而由译者增加的注释文字。

陈新河

Email fsxonline@gmail.com 。

飞行模拟游戏网站
http://www.fsgame.org

序言

《*飞行员航空知识手册*》 向飞行员提供了非常重要的基础知识。本手册为飞行员介绍了在将来的培训过程中需要的广泛的知识。除了和民用航空有关的联邦法规全书(CFR)部分内容外，大部分适用于飞行员认证的知识领域都有讲述。这本手册对于飞行学员和那些追求更多高级证书的飞行员都非常有用。

偶尔在预期行动被认为是充满危险的时候，会使用”必须”或者类似语言。这种语气的使用不是对 14CFR 责任的一种附加、解释或者减轻。

使用本手册的人熟悉和使用 14CFR 的相关部分以及航空信息手册(AIM)也是重要的。AIM 可以在线获得，网址为 http://www.faa.gov/atpubs 。

本手册取代 FAA 1997 年出版的 *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*。

第一章－飞机结构



根据美国联邦法规全书 14 款第一部分的定义和缩写，**飞行器(Aircraft)**是一种用于或者可用于飞行的设备。根据飞行员认证的飞行器分类有飞机(Airplane)，直升机，气球类，动力升力类，以及滑翔机。还定义了**飞机(Airplane)**是由发动机驱动的，比空气重的固定翼飞行器，在飞行中由作用于机翼上的动态空气反作用力支持。本章简单介绍飞机和它的主要组成部分。

主要组成部分

尽管飞机可以设计用于很多不同的目的，大多数还是有相同的主要结构。它的总体特性大部分由最初的设计目标确定。大部分飞机结构包含机身，机翼，尾翼，起落架和发动机。如图1－1，

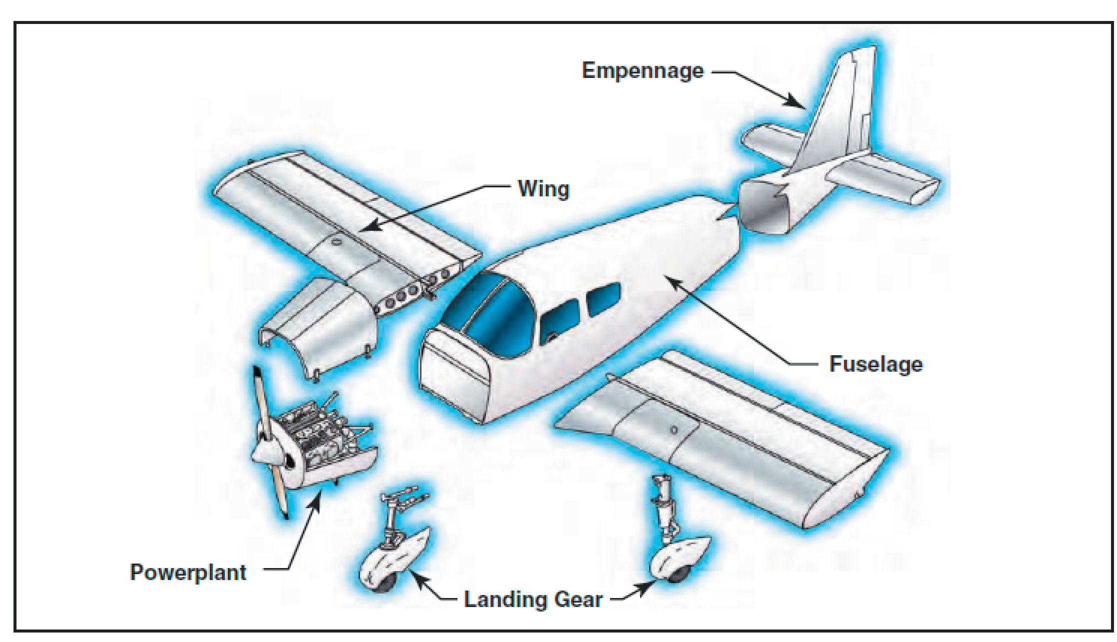


Figure 1-1. Airplane components.

机身

机身包含驾驶舱和/或客舱，其中有供乘客使用的坐位和飞机的控制装置。另外，机身可能也提供货舱和其它主要飞机部件的挂载点。一些飞行器使用开放的桁架结构。桁架型机身用钢或者铝质管子构造。通过把这些管子焊接成一系列三角形来获得强度和刚性，成为桁架结构。图 1-2 就是华伦桁架。

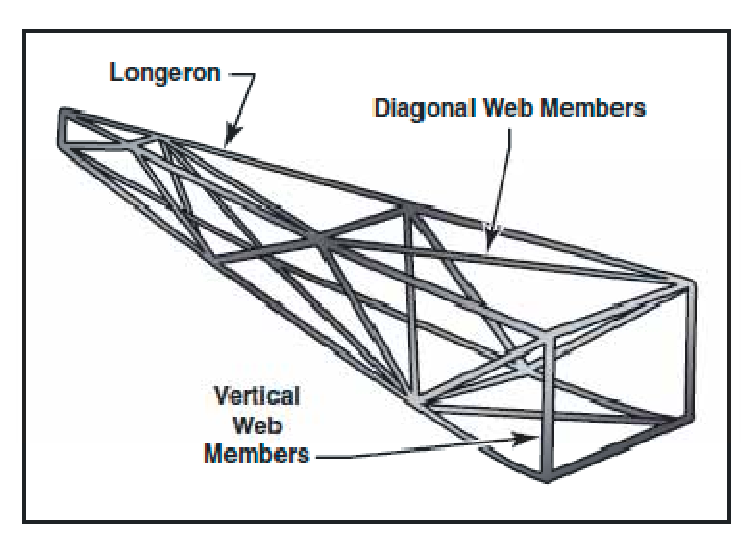


Figure 1-2. The Warren truss.

华伦桁架结构中有纵梁，斜管子和竖直的管子单元。为降低重量，小飞机一般使用铝合金管子，可能是用螺钉或者铆钉通过连接件铆成一个整体。

随着技术进步，飞行器设计人员开始把桁架单元弄成流线型的飞机以改进性能。在最初使用布料织物来实现的，最终让位于轻金属比如铝。在某些情况下，外壳可以支持所有或者一主要部分的飞行载荷。大多数现代飞机使用称为单体横造或者半单体构造的加强型外壳结构。

单体横造设计使用加强的外壳来支持几乎全部的载荷。这种结构非常结识，但是表面不能有凹痕或者变形。这种特性可以很容易的通过一个铝的饮料罐来演示。你可以对饮料罐的两头施加相当的力量管子不受什么损坏。然而，如果罐壁上只有一点凹痕，那么这个罐子就很容易的被扭曲变形。实际的单体造型结构主要由外壳，隔框，防水壁组成。隔框和防水壁形成机身的外形。如图 1－3

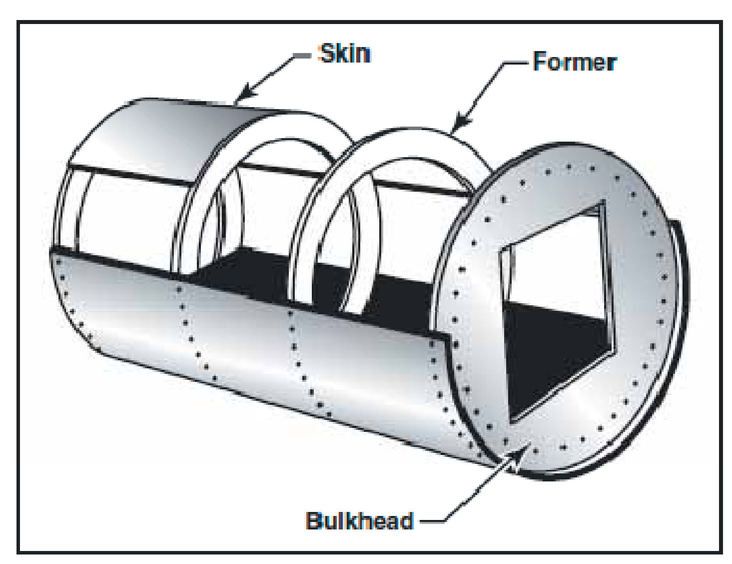


Figure 1-3. Monocoque fuselage design.

由于没有支柱，外壳必须足够的坚固以保持机身的刚性。这样，单体造型结构有一个重要的问题，在保持重量在允许的范围内同时要维持足够的力量。由于单体设计的限制，今天的大多数飞机使用半单体造型结构。

半单体造型结构使用飞机外壳可以贴上去的亚结构，亚结构由隔框和不同尺寸的隔壁以及桁条组成，通过来自机身的弯曲应力来加固加强的外壳。机身的主要部分也包括机翼挂载点和防火隔板。如图 1－4

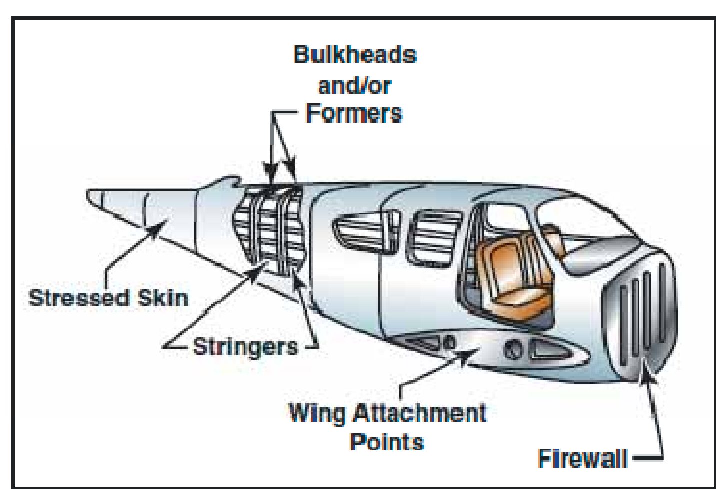


Figure 1-4. Semi-monocoque construction.

在单发动机飞机上，发动机一般附加在机身的前端。在发动机后面和驾驶舱或客舱之间有防火部分以保护飞行员或乘客受到发动机火焰的伤害。这部分称为防火隔壁，一般由阻热材料如不锈钢制成。

机翼

机翼是连接到机身两边的翅膀，也是支持飞机飞行的主要升力表面。很多飞机制造商设计了多种不同的机翼样式，尺寸和外形。每一种都是为了满足特定的需要，这些需要由具体飞机的目标性能决定。下面的章节将解释机翼是如何获得升力的。

机翼可以安装在机身的上，中 或较低部分，分别称为高翼，中翼，低翼设计。机翼的数量也可以不同。有一组机翼的飞机称为单翼机，有两组机翼的飞机称为双翼飞机或者复翼飞机。如图 1－5



Figure 1-5. Monoplane and biplane.

许多高翼飞机有外部支柱，或者机翼支杆，它可以通过支杆把飞行和着陆负荷传递到主机身结构。由于支杆一般安装在机翼突出机身的一半位置上，所以这种类型的机翼结构也叫半悬臂机翼。少数高翼飞机和多数低翼飞机用全悬臂机翼不用外部支杆来承载负荷。机翼的主要结构部件有翼梁，翼肋，桁条。如图 1－6

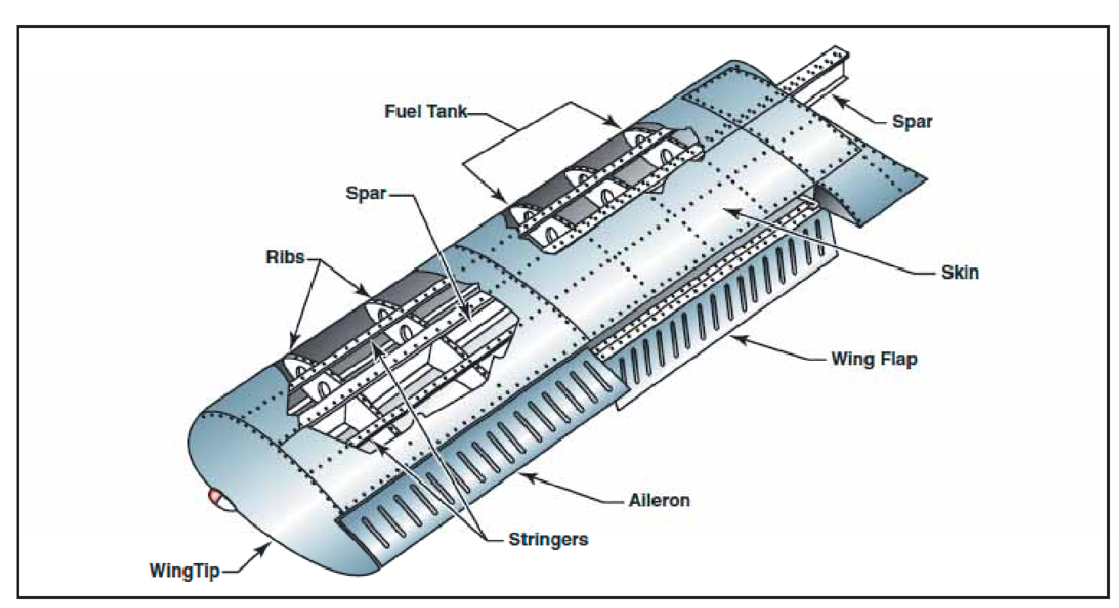


Figure 1-6. Wing components.

这些都通过支杆，工字型梁，管子，或其它设备包括外壳而加固。翼肋决定了机翼的外形和厚度。在大多数现代飞机上，油箱也是机翼的一个集成部件。或者由灵活的安装在机翼里的容器组成。

安装在机翼后面的或者尾部和边缘的是两种类型的控制面，称为副翼和襟翼。副翼大约从机翼的一半处向外伸出，以利于创造使得飞机侧滚的反方向移动和倾斜的空气动力。襟翼从靠近机翼中点处向外伸出。襟翼在巡航飞行时通常是和机翼表面齐平的。当向外伸出时，襟翼同时向下延伸以在起飞或者着陆时增加机翼的升力。

尾翼

飞机尾巴部分的正确名字叫尾翼。尾翼包括整个的尾巴部分，由固定翼面如垂直尾翼和水平尾翼组成。可活动的表面包括方向舵，升降舵，一个或者多个配平片(补翼)。如图 1－7

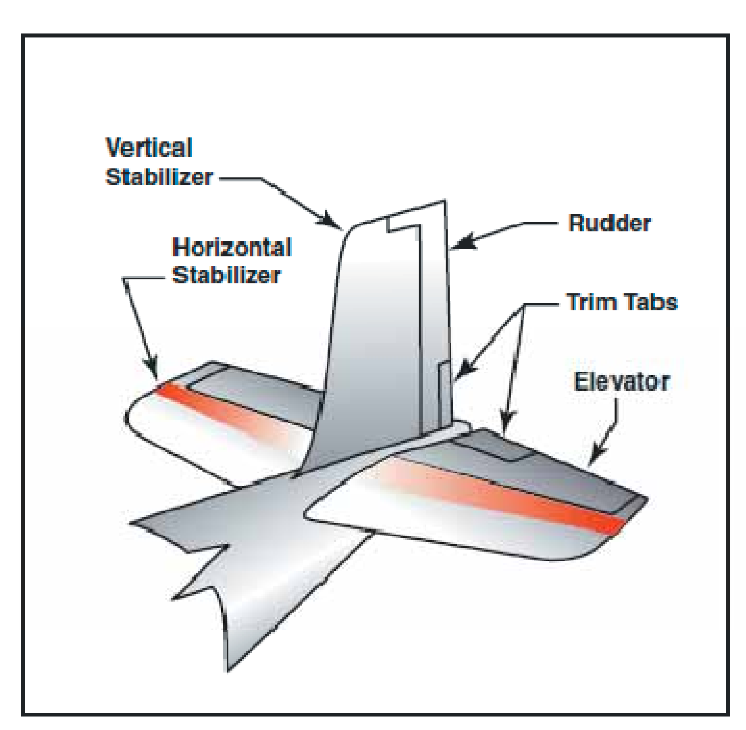


Figure 1-7. Empennage components.

第二种尾翼的设计不需要升降舵。相反，在中央的铰链点安装一片水平尾翼，铰链轴是水平的。这种类型的设计叫全动式水平尾翼，使用控制轮移动，就像使用升降舵一样。例如，当你向后拉控制轮时，水平尾翼转动，拖尾边缘向上运动。水平尾翼还有一个沿尾部边缘的防沉降片。如图 1－8

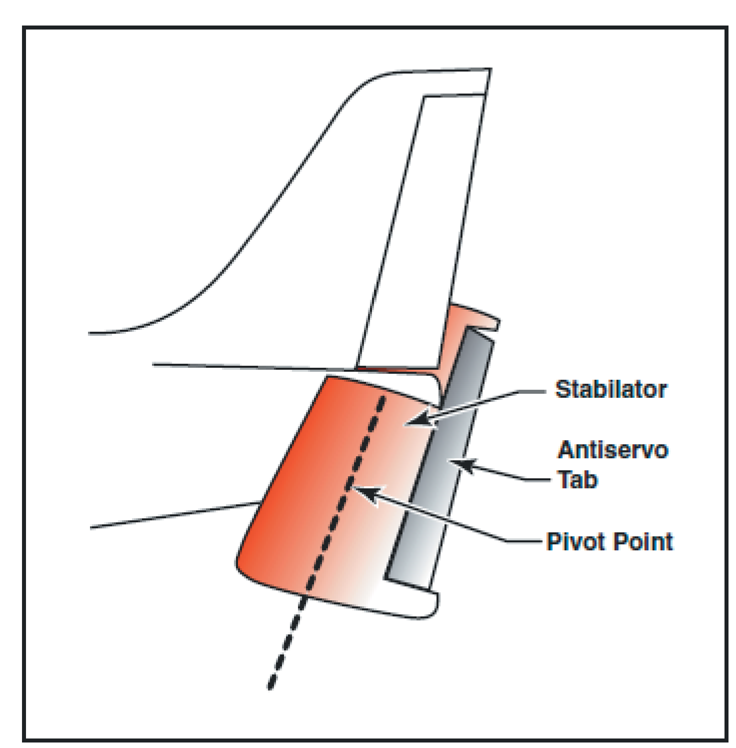


Figure 1-8. Stabilator components.

防沉降片的运动方向和水平尾翼尾部边缘的运动方向一样。防沉降片也作为减轻控制压力的配平片，帮助维持水平尾翼在需要的位置。

垂直方向舵安装在垂直尾翼的后部。飞行时，它用于使得飞机头部向左或者向右运动。在飞行转弯时，垂直方向舵需要和副翼配合使用。升降舵安装在水平尾翼的后面，用于控制在飞行中飞机的头部向上或者向下运动。

配平片是位于控制面的尾部边缘可活动的一小部分。这些可活动的配平片，从驾驶舱控制，降低控制压力。配平片也可以安装在副翼，方向舵和/或升降舵。

起落架

起落架是飞机停放，滑行，起飞或者着陆时的主要支撑部分。大多数普通类型的起落架由轮子组成，但是飞机也可以装备浮筒以便在水上运作，或者用于雪上着陆的雪橇。如图 1－9



Figure 1-9. Landing gear.

起落架由三个轮子组成，两个主轮子，以及一个可以在飞机后面或者前面的第三个轮子。使用后面安装第三个轮子的起落架称为传统起落架。传统起落架的飞机有时候是指后三点式飞机。当第三个轮子位于飞机头部位置时称为前三点式飞机，相应的这种设计叫前三点式起落架。可操控的前轮或者尾轮允许在地面上对飞机的全部控制。

发动机

发动机一般包括引擎和螺旋推进器。发动机的主要作用是为螺旋推进器提供转动的动力。它也产生电力，为一些仪表提供真空源，在大多数单发动机飞机上，发动机为飞行员和乘客提供热量的来源。发动机飞机发动机罩盖住，或者在某些飞机上，它被飞机发动机机舱包围。发动机罩或者发动机机舱的作用是使得发动机周围的空气流动变得流线型，用管子引导气缸的空气来帮助冷却发动机。

安装在发动机前面的推进器把发动机的转动力量转化为称为反冲力的前向作用力，帮助飞机在空气中移动。如图 1－10

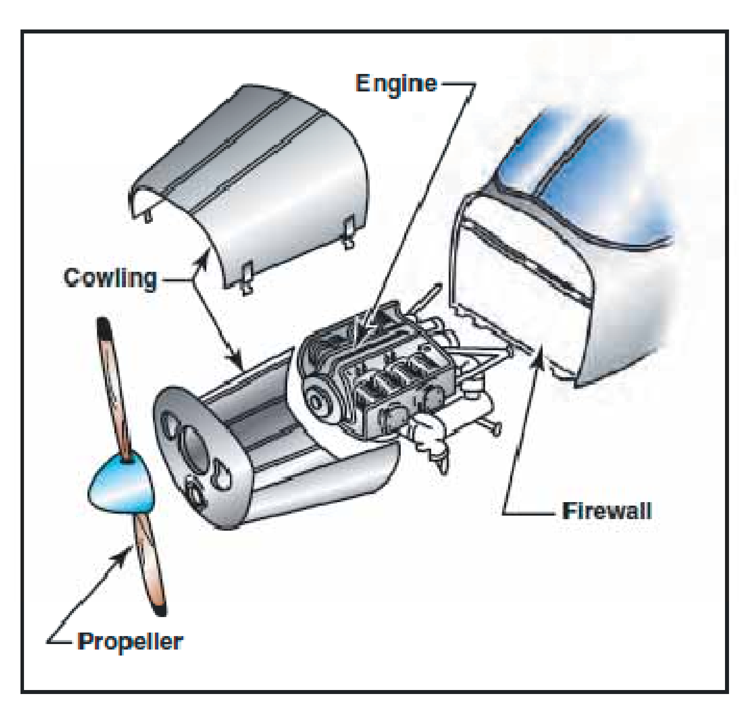
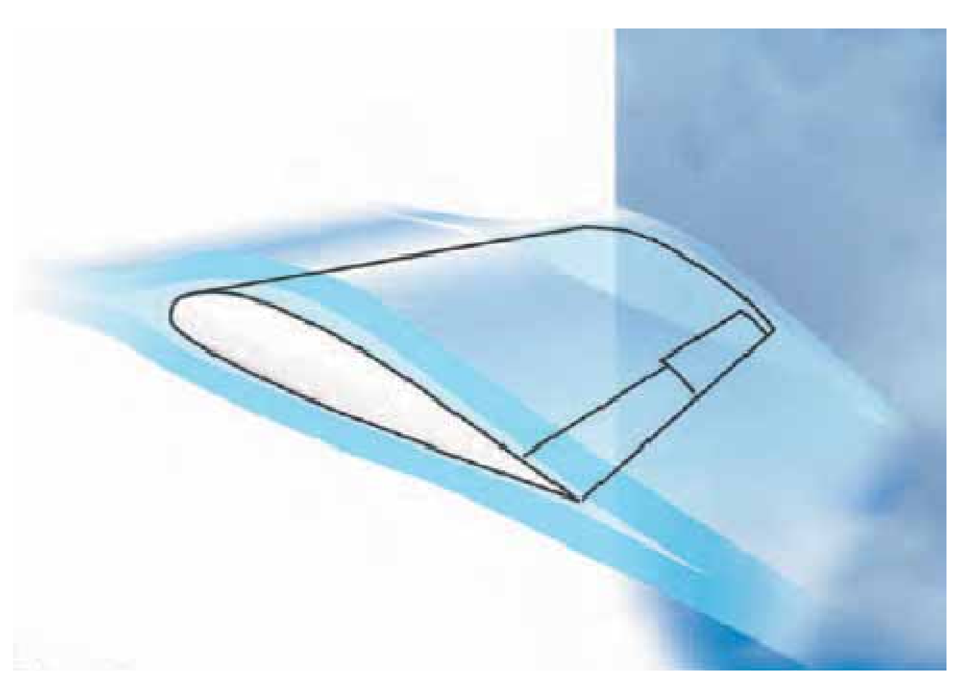


Figure 1-10. Engine compartment.

第二章－飞行原理



本章讨论飞行中支配作用于飞机上力的基本物理定律，以及这些自然定律和力对飞机性能特性的影响。为了胜任的控制飞机，飞行员必须理解涉及的原理，学会利用和抵制这些自然力。

现代通用航空飞机可能有相当高的性能特性。因此，飞行员充分领会和理解飞行艺术所依赖的原理是越来越必要的。

大气结构

飞行所处的大气是环绕地球并贴近其表面的一层空气包层。它是地球的相当重要的一个组成部分，就像海洋或者陆地一样。然而，空气不同于陆地和水是因为它是多种气体的混合物。它具有质量，也有重量，和不确定的形状。

空气象其它任何流体一样，由于分子内聚力的缺乏，当受到非常微小的压力时就会流动和改变它的形状。例如，气体会充满任何装它的容器，膨胀和传播直到其外形达到容器的限制。

大气的组成是由 78%的氮气，21%的氧气以及 1%的其它气体，如氩气和氦气。由于部分元素比其它的重，较重的气体如氧气有个天然的趋势，会占据地球的表面。而较轻的气体会升到较高的区域。这就解释了为什么大多数氧气包含在 35000 英尺高度以下。

因为空气有质量也有重量，它是一个物体，作为一个物体，科学定律会向其它物体一样对气体起作用。气体驻留于地球表面之上，它有重量，在海平面上产生的平均压力为每平方英寸 14.7 磅，或者 29.92 英寸水银柱高度。由于其浓度是有限的，在更高的高度上，那里的空气就更加稀薄。由于这个原因，18000 英尺高度的大气重量仅仅是海平面时的一半。如图 2－1

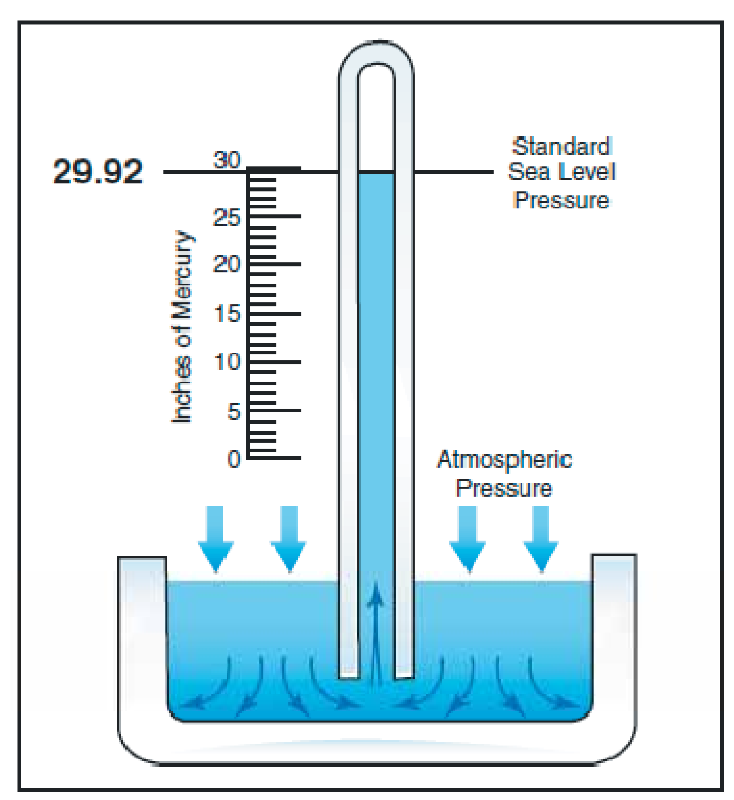


Figure 2-1. Standard sea level pressure.

大气压力

尽管有多种压力，这里的讨论主要涉及大气压力。它是天气变化的基本因素之一，帮助提升

飞机，也驱动飞机里的某些重要飞行仪表。这些仪表是高度仪，空速指示仪，和爬升率指示仪，和进气压力表。
虽然空气很轻，也受重力吸引的影响。因此，和其它物质一样，由于有重量，就产生了力量。由于它是流体物质，朝各个方向施加的力是相等的，它作用于空气中物体的效果就是压力。在海平面的标准条件下，由于大气重量而施加于人体的平均压力大约 14.7lb/in。空气密度对飞机的性能有重大的影响。如果空气密度变低，1)飞机会降低动力，因为发动机吸收更少的空气，2)降低推力，因为螺旋桨在稀薄的空气力更低效，3）降低升力，因为稀薄的空气对机翼施加的力量更小。

压力对密度的影响

由于空气是气体，它可以被压缩或者膨胀。当空气被压缩时，一定的容积可以容纳更多的空气。相反的，当一定容积上空气的压力降低时，空气会膨胀且占据更大的空间。那是因为较低压力下的最初空气体积容纳了更少质量的空气。换句话说，就是空气密度降低了。事实上，密度直接的和压力成比例。如果压力增倍，密度也就增倍，如果压力降低，密度也就相应的降低。这个说法只在恒定温度条件下成立。

温度对密度的影响

增加一种物质的温度的效果就是降低其密度。相反的，降低温度就有增加密度的效果。这样，空气密度就和绝对温度成反比例变化。这个说法只在恒定压力的条件下成立。

在大气中，温度和压力都随高度而下降，对密度的影响是矛盾的。然而，随着高度的增加压力非常快的下降是占主要影响的。因此，可以预期密度是随高度下降的。

湿度对密度的影响

前面段落的叙述都假设空气是完全干燥的。实际上，空气从不是完全干燥的。空气中的少量水蒸气在特定情况下几乎可以忽略，但是在其它条件下湿度可能成为影响飞机性能的重要因素。水蒸气比空气轻，因此，湿空气比干空气要轻。在给定的一组条件下，空气包含最多的水蒸气则其密度就最小。温度越高，空气中能包含的水蒸气就越多。当对比两个独立的空气团时，第一个温暖潮湿（两个因素使空气趋于变轻）的和第二个寒冷干燥(两个因素使得空气变重)的气团，第一个的密度必定比第二个低。压力，温度和湿度对飞机性能有重要的影响，就是因为它们直接影响空气密度。

运动和力的牛顿定律

在 17 世纪，哲学家和数学家 牛顿提出了三个基本的运动定律。它在这样做的时候脑子里确定无疑的没有飞机这个概念，但是几乎所有已知的运动都可以回到这三个定律。这些定律以牛顿的名字命名如下：
牛顿第一定律：一个静止的物体有维持其静止状态的特性，运动中的物体有维持其原有速度和方向的特性。

简而言之，本质上，一个物体一直保持其运动状态知道有外界力量改变它。停机坪上的静止飞机会一直保持静止除非施加一个足够强的克服其惯性的力。然而，一旦其开始运动，它的惯性会让它保持运动，克服施加于飞机上的各种其它力量。这些力量或推动其运动，或减慢其速度，或改变它的方向。

牛顿第二定律：当一个物体收到一个恒定力的作用时，其加速度和物体的质量成反比，和物体的所施加的力成正比。

这里所涉及的就是克服牛顿第一定律的惯性的因素。其包含方向和速度的改变，有两层含义：从静止到运动（正加速度）和从运动到停止（负加速度或者减速）。

牛顿第三定律：无论何时一个物体对另一个物体施加力量，那么另一个物体也对这个物体施加力量，这个力的大小是相等的，而方向是相反的。

开火时枪的反作用力是牛顿第三定律的形象化例子。游泳冠军在折回时对游泳池壁施加反作用力，或者婴儿学步－都会失败，但是现象都表现了这个定律。飞机上，螺旋桨转动向后推动空气，所以，空气向相反的方向推螺旋桨－飞机前进。在喷气式飞机上，发动机向后推动热空气气流，作用于发动机的反向等大小的作用力推动发动机，使得飞机前进。所有交通工具的运动都形象的演示了牛顿第三运动定律。

马格努斯效应

通过观察气流中旋转的圆柱可以很好的解释升力的原因。靠近圆柱的局部速率由气流速度和圆柱的旋转速率共同决定，距离圆柱越远其速率越低。对于圆柱，顶部表面的旋转方向和气流方向一致，顶部的局部速率高，底部的速率低。

如图 2－2 所示，在 A 点，气流线在分支点分开，这里有个停滞点；一些空气向上，一些空气向下。另一个停滞点在 B 点，两个气流汇合，局部速度相同。现在圆柱面前部有了升流，后面有降流。

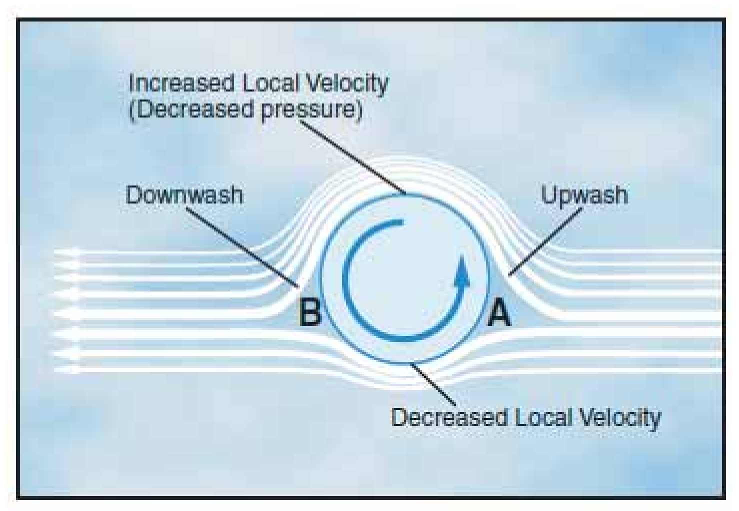


Figure 2-2. Magnus Effect is a lifting force produced when a rotating cylinder produces a pressure differential. This is the same effect that makes a baseball curve or a golf ball slice.

表面局部速度的差别说明压力的不同，顶部压力比底部低。低压区产生向上的力称为“马格努斯效应”。这种机械降低的循环演示了旋转和升力之间的关系。

正迎角的机翼产生的气流使得机翼尾部的停滞点称为尾部边缘的尾巴，而前面的停滞点前到机翼边缘的下方。

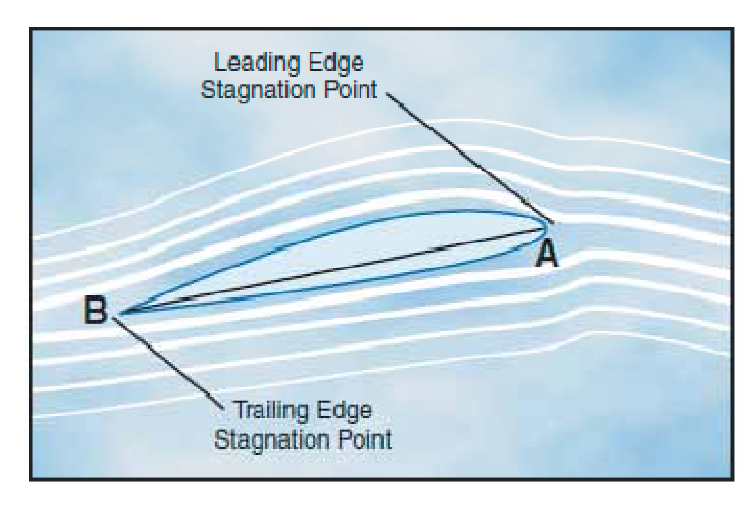


Figure 2-3. Air circulation around an airfoil occurs when the front stagnation point is below the leading edge and the aft stagnation point is beyond the trailing edge.

压力的伯努利原理

牛顿发表其定律的半个世纪之后，一个瑞士数学家伯努利先生解释了运动流体(液体或者气体)的压力是如何随其运动速度而变化的。特别的，它说道运动或者流动的速度增加会导致流体压力的降低。这就是空气通过飞机机翼上曲面所发生的。

可以使用普通管子里的水流来作个模拟。在恒定直径的管子中流动的水对管壁施加一致的压力；但是如果管子的一段直径增加或者降低，在那点水的压力是肯定要变化的。假设管子收缩，那么就会压缩这个区域里的水流。假设在一样的时间流过收缩部分管子的水量和管子收缩前是一样的，那么这个点的水流速度必定增加。

因此，如果管子的一部分收缩，它不仅增加流速，还降低了所在点的压力。流线型的固体(机翼)在管子中同一点也会得到类似的结果。这个一样的原理是空速测试和机翼产生升力能力分析的基础。

伯努利定理的实践应用是文氏管。文氏管的入口比喉部直径大，出口部分的直径也和入口一样大。在喉部，气流速度增加，压力降低；在出口处气流速度降低，压力增加。如图 2－4

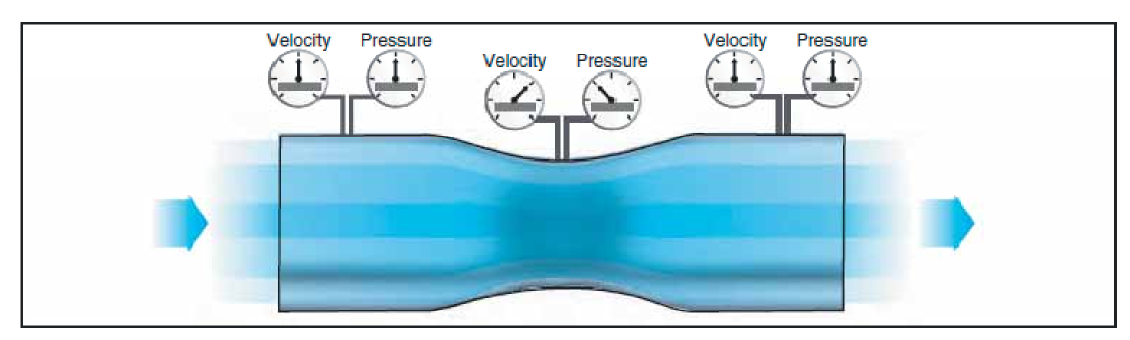


Figure 2-4. Air pressure decreases in a venturi.

机翼设计

在讨论牛顿和伯努利的发现的章节里，我们已经一般性的讨论了飞机比空气重而机翼为什么能够维持飞行的问题。或许这个解释能够最好的简化为一个最基本的概念，升力就是机翼上空气流动的结果，或者用日常语言来说，就是因为机翼在空气中的运动。
由于机翼利用其在空气中的运动产生力量，下面降会讨论和解释机翼结构以及前面讨论的牛顿和伯努利定律的材料。

机翼是一种利用其表面上运动的空气来获得反作用力的结构。当空气收到不同的压力和速度时，其运动方式多种多样。但是这里讨论的是限于飞行中飞行员最关心的那些部分，也就是说机翼是用来产生升力的。看一下典型的机翼剖面图，如机翼的横截面，就可以看到几个明显的设计特征。如图 2－5

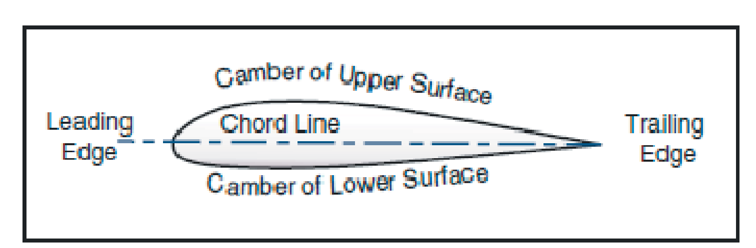


Figure 2-5. Typical airfoil section.

请注意机翼的上表面和下表面的弯曲(这个弯曲称为拱形)是不同的。上表面的弯曲比下面的弯曲更加明显，下表面在大多数具体机翼上是有点平的。在图 2－5 中，注意机翼剖面的两个极端位置的外观也不一样，飞行中朝前的一端叫 前缘，是圆形的，而另一端叫尾缘，相当的尖，呈锥形。

在讨论机翼的时候经常使用一条称为弦线的参考线，一条划过剖面图中两个端点前缘和后缘的直线。弦线到机翼上下表面的距离表示上下表面任意点的拱形程度。另一条参考线是从前缘划到后缘的，叫"平均弯度线"。意思是这条线到上下表面轮廓是等距离的。

机翼的构造通过成形来利用空气的对应于特定物理定律的作用使得提供大于它的重量的作用力。它从空气获得两种作用力：一种是从机翼下方空气产生的正压升力，另外就是从机翼上方产生的反向压力。

当机翼和其运动方向成一个小角度倾斜是，气流冲击相对较平的机翼下表面，空气被迫向下推动，所以导致了一个向上作用的升力，而同时冲击机翼前缘上曲面部分的气流斜向上运动。

也就是说，机翼导致作用于空气的力，迫使空气向下，同时也就提供了来自空气的相等的反作用力，迫使机翼向上。如果构造机翼的形状能够导致升力大于飞机的重量，飞机就可以飞起来。

然而，如果所有需要的力仅仅来自于机翼下表面导致的空气偏流，那么飞机就只需要一个类似风筝的平的机翼。当然，情况根本不是这样；在特定条件下被扰乱的机翼尾部气流会足够导致飞机失去速度和升力。支撑飞机所需力的平衡来自机翼上方的气流。这里它是飞行的关键。**大部分升力来自机翼上部气流的下洗流(因机翼所产生的下降气流)的结果，这个事实必须透彻的理解才能继续深入的研究飞行。**然而，给机翼上表面产生的力和下表面产生的力指定一个具体的百分比是既不正确也达不到实际目的。这些(来自上下表面的力以及它们的比例)都不是恒定值，它们的变化不仅取决于飞行条件还和不同的机翼设计有关。

应该明白不同的机翼有不同的飞行特性。在风洞和实际飞行中测试了成千上万种机翼，但是没有发现一种机翼能够满足每一项飞行要求。重量，速度和每种飞机的用途决定了机翼的外形。很多年前人们就认识到产生最大升力的最有效率的机翼是一种有凹陷的下表面的勺状机翼。后来还认识到作为一种固定的设计，这种类型的机翼在产生升力的时候牺牲了太多的速度，因此不适合于高速飞行。然而，有一个需要说明的有趣事情，通过工程上巨大的进步，今天的高速喷气机又开始利用勺状机翼的高升力特性这个优势。前缘(Kreuger)襟翼和后缘(福勒)襟翼从基本机翼结构向外延伸时，直接的把机翼的外形变化为经典的勺状形态，这样就能够在慢速飞行条件下产生大的多的升力。

另一方面，特别流线型的机翼有时候风阻力很小，没有足够的升力让飞机离地。这样，现代飞机机翼在设计上采取极端之间的中庸，外形根据飞机的设计需要而变化。图 2－6 显示了部分更加普通的机翼剖面。

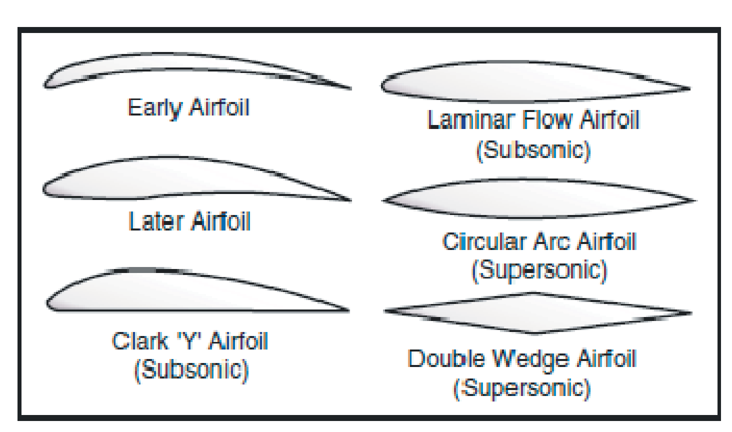


Figure 2-6. Airfoil designs.

低压在上

在一个风洞或者飞行中，机翼仅仅是插入到空气流中的流线型物体。如果机翼剖面是泪珠型外形，流过机翼上下表面两边的空气速度和压力的变化是一样的。但是如果泪珠状机翼沿纵向切去一般，就可以产生构成基本机翼剖面的外形。如果机翼有倾角，气流就以一个角度(迎角，也叫迎角)冲击它，由于上表面的弯曲引起运动距离的增加，导致机翼上表面移动的空气分子就被迫比沿下表面移动的分子更快。速度的增加降低了机翼上部的压力。

伯努利压力原理本身没有解释机翼上表面的压力分布情况。后面将介绍流经靠近机翼曲面的不同路径上空气冲力的影响。图 2－7

冲力是一种使物体运动方向或大小改变的阻力。当一个物体受力在环形路径上运动时，它产生一个背向曲线路径中心的阻力。这是"离心力"。当空气粒子在曲线路径 AB 上运动时，离心力趋向于把粒子向 AB 之间箭头的方向上抛，这样就导致空气在对机翼前缘施加正常压力之外还有别的力。但是当空气粒子通过 B 点(路径弯曲的反转点)之后，离心力趋向于把它们往 BC 之间的箭头方向上抛(导致机翼上压力降低)。这个效应一直维持到空气粒子到达 C 点，C 点是第二个气流弯曲反转点。离心力再一次反转，空气粒子会趋向于给机翼尾部边缘在正常压力之外稍微多加一点力，如图中 CD 之间短箭头所示。

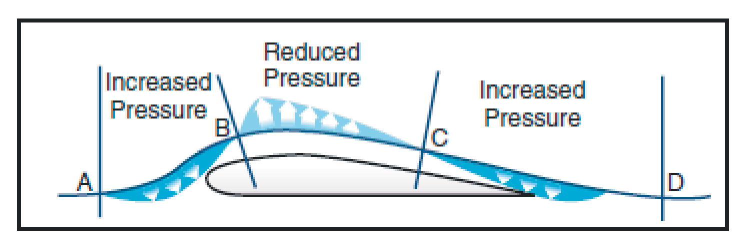


Figure 2-7. Momentum influences airflow over an airfoil.

所以，机翼上表面的空气压力是分布式的，前缘所受的压力比周围的大气压力大的多，导致了前进运动的强大阻力 ;但是在上表面的很大一部分(B 点到 C 点)空气压力小于周围的大气压力。

就像应用伯努利原理的文氏管中所看到的，机翼上表面空气的加速引起压力的下降。这个较低的压力是总升力的一部分。然而，机翼上下表面压力差是总升力的唯一来源的设想是错误的。

还必须记住和较低压力有关的是下洗力－机翼顶部表面向下向后的气流。就像在前面对空气动态作用相关的讨论中看到的那样，气流冲击机翼的下表面，向下向后的气流的反作用力是向前向上的。机翼上表面和下表面适用一样的反作用力，牛顿第三定律再次得到体现。

高压在下

在讨论和升力相关的牛顿定律章节里，已经讨论了机翼下方的压力条件特定大小的压力是如何生成的。机翼下方的正压力在迎角较大时也相应增加。但是气流的另一方面也必须考虑。在靠近前缘的点，实际上气流是停滞的(停滞点)，然后逐渐的增加速度。在靠近尾缘的某些点，速度又变到和机翼上表面的速度相同。遵循伯努利原理，机翼下方的气流速度较慢，产生了一个支撑机翼的正压力，当流体速度下降时，压力必定增加。基本上，由于机翼上下表面的压力差的增加，因此机翼上增加的总升力会导致下表面压力没有增加。无论何时机翼产生的升力中伯努利原理和牛顿定律都生效。

液体流动或者气体流动是飞机飞行的基础，也是飞机速度的产物。由于飞机的速度影响飞机的升力和阻力，所以对飞行员非常重要。飞行员在最小滑翔角，最大续航力和很多其它飞行机动中使用空速飞行。空速是飞机相对于所飞过的空气的速度。

压力分布

从风洞模型和实际大小的飞机上所作的试验上，已经确知在不同迎角的机翼表面气流中，表面的不同区域压力有负的（比空气压力小）也有正的(比空气压力大)。上表面的负压产生的力比下表面空气冲击机翼产生的正压得到的力更大。图 2－8 显示了三个不同迎角时沿机翼的压力分布。通常，较大迎角时压力中心前移，小迎角时压力中心后移。在机翼结构的设计中，压力中心的移动是非常重要的，是因为其影响大迎角和小迎角时作用于机翼结构上的空气动力负荷的位置。飞机的航空动力学平衡和可控制性是由压力中心的改变来控制的。

压力中心是通过计算和机翼迎角在正常的极值范围内变化的风洞测试得到的。当迎角变化时，压力分布特性也就不同。

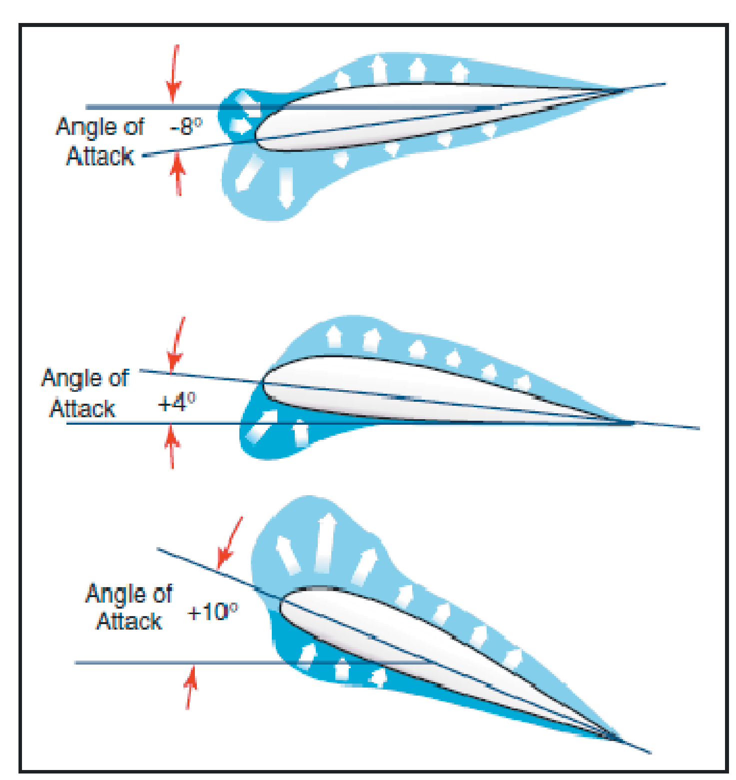


Figure 2-8. Pressure distribution on an airfoil.

图 2－8 所示，在每个迎角时正负压力加总得到合力。总合力用图 2－9 中的合力矢量来表示。

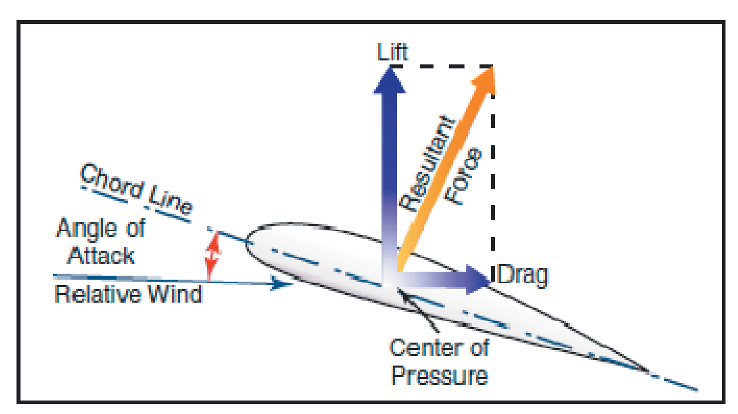


Figure 2-9. Force vectors on an airfoil.

这个力矢量应用的点在术语上称为“压力中心 CP”。对于任意给定的迎角，压力中心在合力矢量和弦线的焦点位置。这个点用机翼弦的百分比来表示。对于一个 60 英寸弦的 30%位置的压力中心点即机翼后缘的 18 英寸位置。设计者这样设计机翼的时候，压力中心就在飞机的重心，飞机总会平衡。然而，压力中心的位置随机翼迎角的变化而改变，这样困难就出现了。如图 2－10

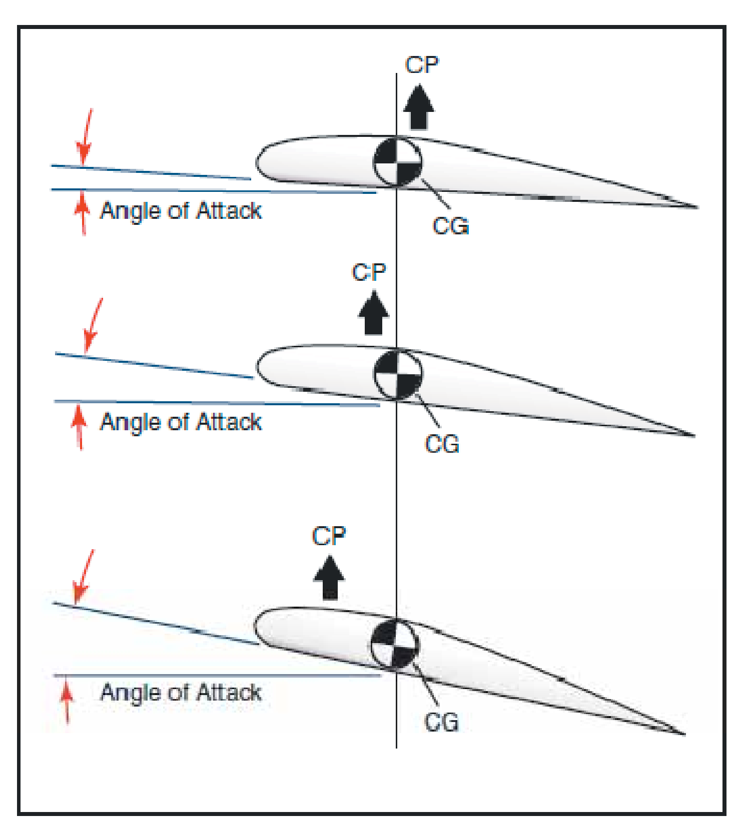


Figure 2-10. CP changes with an angle of attack.

在飞机的正常飞行姿态范围内，如果迎角增加，压力中心就向前移动；反之则后移。因为重心固定在一点，很明显，迎角增加时，升力中心朝重心的前面移动，产生一个抬升机头的力，或者增加多一点迎角。另一方面，如果迎角减小，升力中心后移，趋向于迎角减小很多。这样就可以看到，正常的机翼是内在不稳定的，这样就必须增加一个额外的辅助设备如水平尾翼来维持飞机纵向平衡。

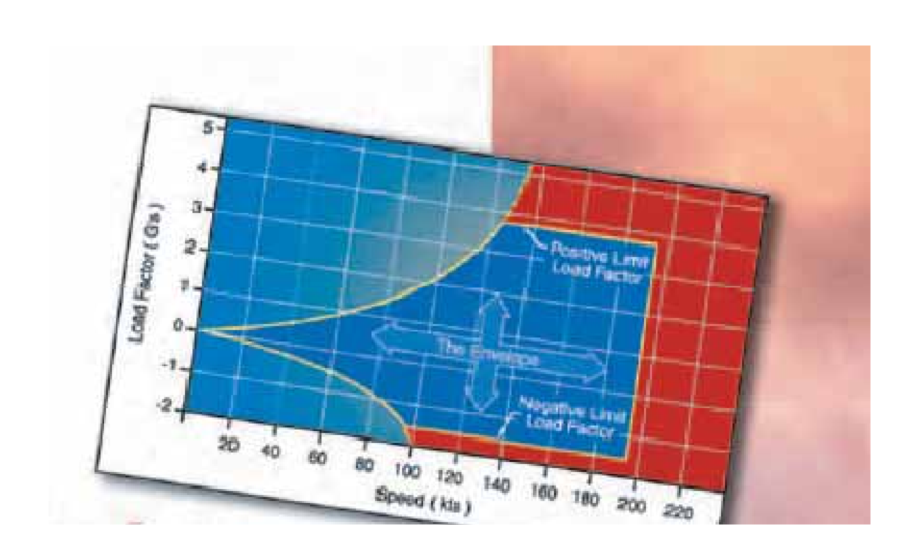
所以飞行中的飞机平衡取决于重心和机翼压力中心的相对位置。经验已经表明重心在机翼弦

线的 20%附近的飞机可以获得平衡和满意的飞行。

锥形的机翼表明了翼展范围内翼弦的多样性。指定某弦线其平衡点可以被表示开始变得有必要。这个弦即知名的平均空气动力弦(MAC),通常定义为假设的非锥形机翼的弦，它和被讨论的机翼有相同的压力中心特性。

飞机的载荷和重量分布也影响重心的位置而产生额外的力，进而影响飞机的平衡。

第三章－飞行空气动力学



作用于飞机的力

至少在某些方面，飞行中飞行员做的多好取决于计划和对动力使用的协调以及为改变推力，阻力，升力和重力的飞行控制能力。飞行员必须控制的是这些力之间的平衡。对这些力和控制它们的方法的理解越好，飞行员执行时的技能就更好。

下面定义和平直飞行(未加速的飞行)相关的力。

推力是由发动机或者螺旋桨产生的向前力量。它和阻力相反。作为一个通用规则，纵轴上的力是成对作用的。然而在后面的解释中也不总是这样的情况。

阻力是向后的阻力，由机翼和机身以及其它突出的部分对气流的破坏而产生。阻力和推力相反，和气流相对机身的方向并行。

重力由机身自己的负荷，乘客，燃油，以及货物或者行礼组成。由于地球引力导致重量向下压飞机。和升力相反，它垂直向下地作用于飞机的重心位置。

升力和向下的重力相反，它由作用于机翼的气流动力学效果产生。它垂直向上的作用于机翼的升力中心。

在稳定的飞行中，这些相反作用的力的总和等于零。在稳定直飞中没有不平衡的力(牛顿第三定律)。无论水平飞行还是爬升或者下降这都是对的。也不等于说四个力总是相等的。这仅仅是说成对的反作用力大小相等，因此各自抵消对方的效果。这点经常被忽视，而导致四个力之间的关系经常被错误的解释或阐明。例如，考虑下一页的图 3－1。在上一幅图中的推力，阻力，升力和重力四个力矢量大小相等。象下一幅图显示的通常解释说明(不保证推力和阻力就不等于重力和升力)推力等于阻力，升力等于重力。必须理解这个基本正确的表述，否则可能误解。一定要明白在直线的，水平的，非加速飞行状态中，相反作用的升力和重力是相等的，但是它们也大于相反作用的推力和阻力。简而言之，非加速的飞行状态下是推力和阻力大小 相等，而不是说推力和阻力的大小和升力重力相等，基本上重力比推力更大。必须强调的是，这是在稳定飞行中的力平衡关系。总结如下：

- 向上力的总和等于向下力的总和
- 向前力的总和等于向后力的总和

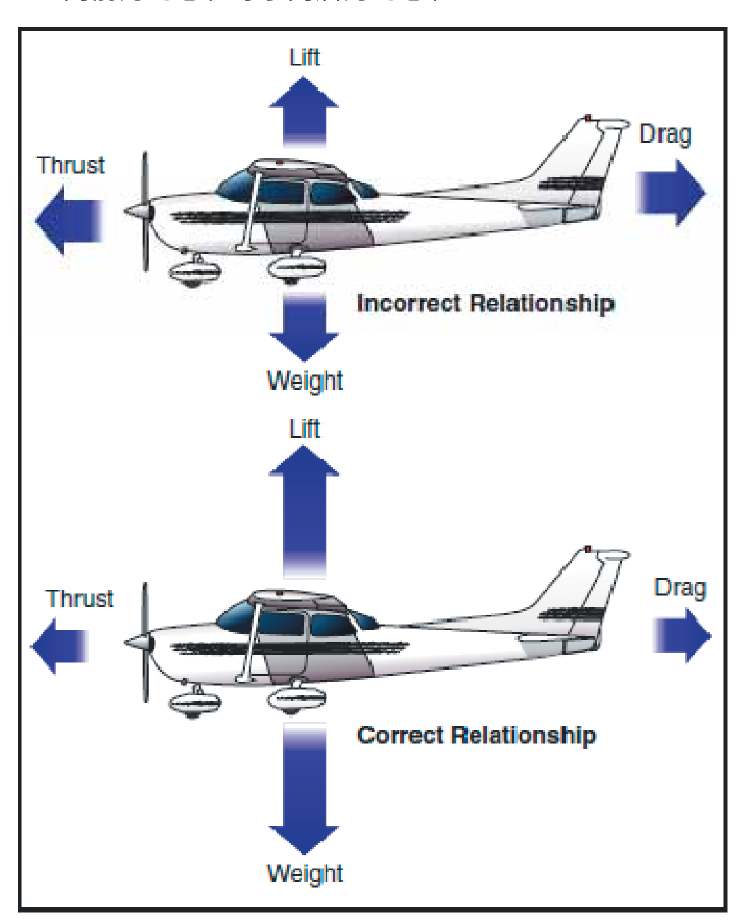


Figure 3-1. Relationship of forces acting on an airplane.

对旧的"推力等于阻力，升力等于重力"公式的提炼考虑了这样的事实，在爬升中，推力的一部分方向向上，表现为升力，重力的一部分方向向后，表现为阻力。在滑翔中，重力矢量的一部分方向向前，因此表现为推力。换句话说，在飞机航迹不水平的任何时刻，升力，重力，推力和阻力每一个都会分解为两个分力。如图 3－2

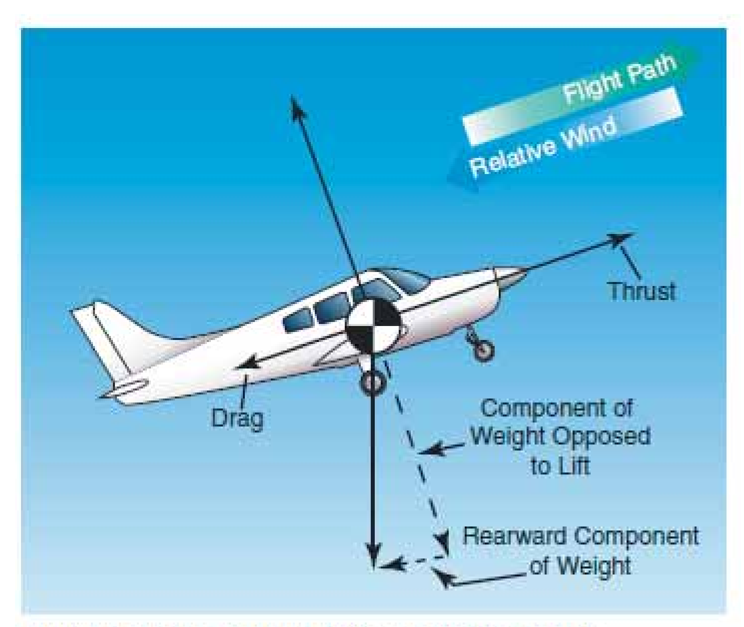


Figure 3-2. Force vectors during a stabilized climb.

对前面概念的讨论在航空学课本或者手册中经常被忽略。原因不是因为它们不重要，而是因为由于忽略这个讨论，谈到作用于飞行中飞机的航空动力学作用力的主要思想就可以用最基本的要素来表达，而不用考虑航空动力学者的专业性。就事实而言，仅仅考虑水平飞行和稳定状态中的正常爬升和下降，机翼升力确实是重要的向上的力而重力是重要的向下的力的表述仍然是正确的。

经常的，在解释作用于飞机的力时遇到的大量困难在很大程度上是语言和其含义的问题。例如，飞行员长期认为在飞机爬上是因为升力大于重力。如果它仅仅根据机翼升力考虑的话这是不对的。然而，如果考虑所有向上力的合力导致升力大于重力，那么这就是对的。但是当提到"升力推力和重力阻力"时，为这些力确立的前面的定义就不再有效，使问题变的复杂。语言表述的如此不严密为大量的争论提供了借口，这些争论集中于基本原理的精练。

尽管已经定义了作用于飞机上的力，飞行员如何使用它们来进行受控的飞行就需要对它们进行深入详细的讨论。

推力

飞机开始移动前，必须施加推力。飞机持续移动，速度增加，直到推力和阻力相等。为了维持恒定的空速，就像升力和重力必须保持相等以维持稳定的飞行高度一样，推力和阻力必须保持相等。假设在平直飞行中，发动机功率降低，推力就会下降，飞机速度就减慢。只要推力小于阻力，飞机就会一直减速，知道它的空速不足以支持飞行。

同样的，如果发动机的动力增加，推力比阻力大，空速就增加。只要推力一直比阻力大，飞机就一直加速。当阻力等于推力时，飞机飞行在恒定的空速。

平直飞行可以维持的速度可以很慢也可以很快。如果飞机要保持水平飞行，飞行员必须在所有飞行状态协调迎角和推力。概略的，这些飞行状态可以按类分为三组，低速飞行，巡航飞行和高速飞行。

在低空速时，要维持升力和重力的平衡，迎角必须相对较高以增加升力。如图 3－3，

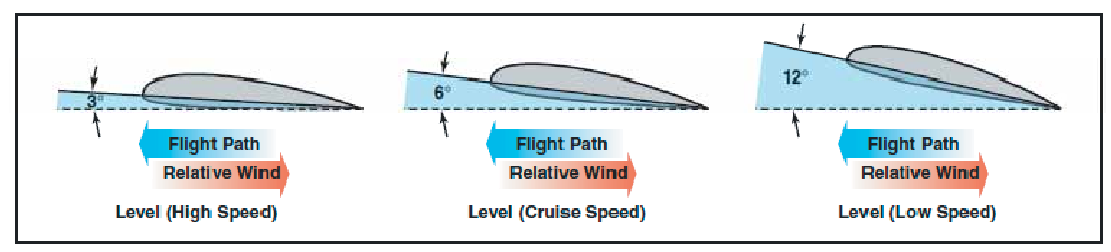


Figure 3-3. Angle of attack at various speeds.

如果推力降低空速增加，升力变得小于重力，飞机就会开始下降。要维持水平飞行，飞行员可以增加一定量的迎角，它会再次让升力等于飞机的重力，而飞机会飞的更慢点，如果飞行员适当的协调了推力和迎角也可以保持水平飞行。

低速状态的平直飞行提供了需要关注的和力平衡有关的条件，因为飞机处于高机头的姿态，有一个垂直的推力分量帮助支持飞机。首先，可以预期机翼载荷趋于减少。大多数飞行员知道相比发动机停止时飞机在有动力时速度较低会失速，螺旋桨引起的气流通过机翼时也会恶化这种情况。然而，如果分析仅仅限于通常定义的这四个力，你可以说，平直低速飞行时推力等于阻力，升力等于重力。

在平直飞行中，推力增加时，空速增加，必须要降低迎角。如果协调好了变化，飞机仍然保持平直飞行，但是推力和迎角之间建立了合适的关系后飞行速度会变高。

如果推力增加时迎角没有降低，飞机会爬升。但是降低迎角可以修正升力，保持它等于重力，如果做的恰好，飞机仍然保持平飞。轻微的负迎角甚至可以出现在非常高速度的平直飞行中。那么就很明显，可以以失速迎角和高速时的相对较小负迎角之间的任意迎角进行平飞。

阻力

飞行中的阻力有两个基本类型：寄生阻力和诱导阻力。第一个称为寄生的是因为它永远对飞行的帮助是无用的，第二个是由机翼产生升力的结果所导致的。寄生阻力有两个基本元素：形阻力，来自机身对气流的破坏，另外就是外壳的摩擦阻力。

对于寄生阻力的两个因素，在设计飞机时容易降低形阻力。一般的，一个物体越是流线型的就越容易降低寄生阻力的形阻力。

外壳摩擦力是最难降低的寄生阻力类型。没有完全光滑的表面。甚至是机械加工的表面，通过放大来检测的话，仍然可以看到粗糙的不平坦的外观。这种粗糙的表面会使表面的空气流线型弯曲，对平滑气流产生阻力。通过使用光滑的磨平的表面，和去掉突出的铆钉头，粗糙和其它的不规则物来最小化外壳摩擦力。

设计飞机时必须要增加另一个对寄生阻力的考虑。这个阻力复合了形阻力效应和外壳摩擦，称为所谓的干涉阻力。如果两个物体靠近放置，产生的合成紊乱会比单个测试时大 50%到 200%。

形阻力，外壳摩擦力和干涉阻力这三个阻力都要被计算以确定一个飞机的寄生阻力。

寄生阻力中一个物体的外形是一个很大的因素。然而，说道寄生阻力时指示空速也是一个同样重要的因素。一个物体的外形阻力保持在一个相对气流固定的位置，大约以速度的平方成正比增加；这样，空速增加为原来的两倍，那么阻力就会变成原来的四倍，空速增加为三倍的话阻力也就增加为九倍。但是，这个关系只在相当的低音速时维持很好。在某些更高速度，外形阻力的增加会随速度而变的突然很快。

第二个基本的阻力类型是诱导阻力。以机械运动方式工作的系统没有一个可以达到 100%的效率，这是一个确定的物理事实。这就意味着无论什么特性的系统，总是以系统中消耗某些额外的功来获得需要的功。系统越高效，损失就越小。

在平飞过程中，机翼的空气动力学特性产生要求的升力，但是这只能通过某种代价才能获得。这种代价的名字就叫诱导阻力。诱导阻力是内在的，在机翼产生升力的任何时刻，而事实上，这种阻力是升力的产物中不可分离的。继而，只要有升力就会有这种力。

机翼通过利用三种气流的能量产生升力。无论什么时候机翼产生升力，机翼下表面的压力总是大于机翼上表面的压力。结果，机翼下方的高压区空气有向机翼上方的低压去流动的趋势。在机翼的翼尖附近，这些压力有区域相等的趋势，产生一个从下表面到机翼上表面的向外的侧面气流。这个侧向气流给予翼尖的空气和机翼后面的尾流一个旋转速度。因此，翼尖的气流会变成随着机翼运动的两个涡流轨迹。

从尾部看飞机时，右边翼尖的涡流逆时针旋转，而左边翼尖的涡流顺时针旋转。如图 3－4

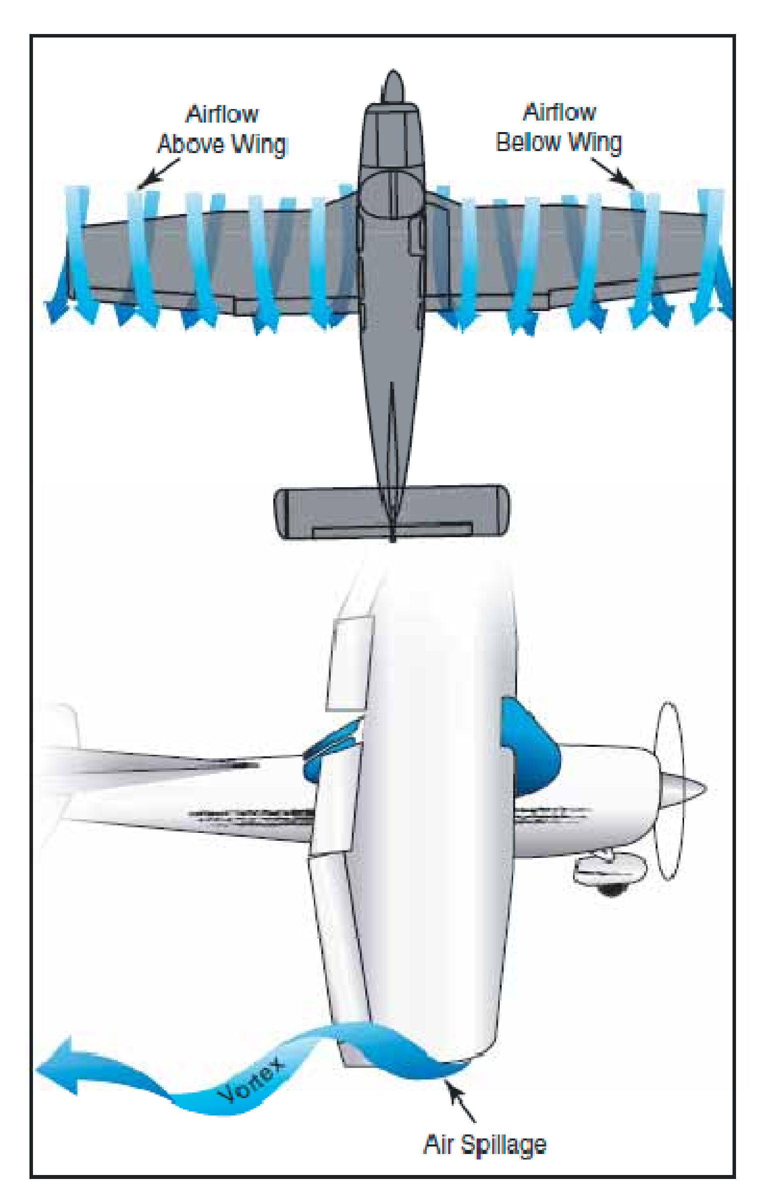


Figure 3-4. Wingtip vortices.

记住这些涡流的旋转方向，可以看到它们在翼尖之外引入一个向上的气流，在机翼尾缘之后产生一个向下的气流。这个诱导的下洗气流和产生升力所需的下洗气流没有关系。实际上是诱导阻力的来源。涡流和后面的机翼上净气流分量越大越强，诱导阻力效应也就越强。这个机翼顶部的下洗流在翼尖处有相同的使向后的升力矢量弯曲的效果，因此升力和相对气流的蒸饺稍微向后，产生一个后向升力分量。这就是诱导阻力。

要记住为了在机翼上表面产生较大的负压力，机翼可以倾斜获得更大的迎角；如果不对称机翼的迎角为零，也就没有压力差，继而没有下洗分量，因此也就没有诱导阻力。无论如何，只要迎角增加，诱导阻力相应的增加。

换一种说法就是，较低的空速时就要求更大的迎角来产生等于飞机重量的升力，因而诱导阻力也就更大。总诱导阻力和空速的平方成反比变化关系。

从前面的讨论知道寄生阻力随空速的平方增加，诱导阻力随空速的平方反比变化。当空速降低到接近失速速度时，总阻力变的更大，主要由于诱导阻力的快速升高。类似的，当空速达

到飞机的终速时,因为寄生阻力的飞速增加使得总阻力再次快速增加。从图3－5可以看到,在某些空速上，总阻力处于最大值。在计算最大续航力和航程时这是非常重要的；阻力最小时，克服阻力所需要的动力也是最小的。

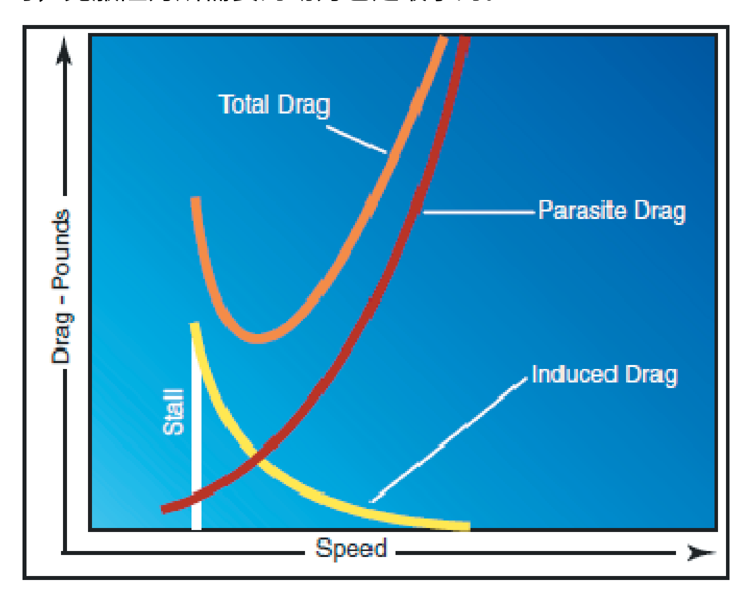


Figure 3-5. Drag versus speed.

为理解飞行中飞机的升力和阻力的影响，需要结合考虑两者以及升阻比 L/D(升力/阻力)。对于稳定的非加速状态的飞机，用不同空速时升力和阻力的数据，可以计算每一具体迎角时的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D。升阻比对迎角的结果图显示升阻比增加到一最大值，在较高的升力系数和迎角阶段开始下降，如图 3－6。注意最大升阻比(L/D Max)出现在一个特定的迎角和升力系数处。如果飞机在最大升阻比处稳定飞行，总阻力为最小。任何比最大升阻比(L/D Max)处更大或者更小的迎角，升阻比降低继而在给定飞机升力时总阻力增加。

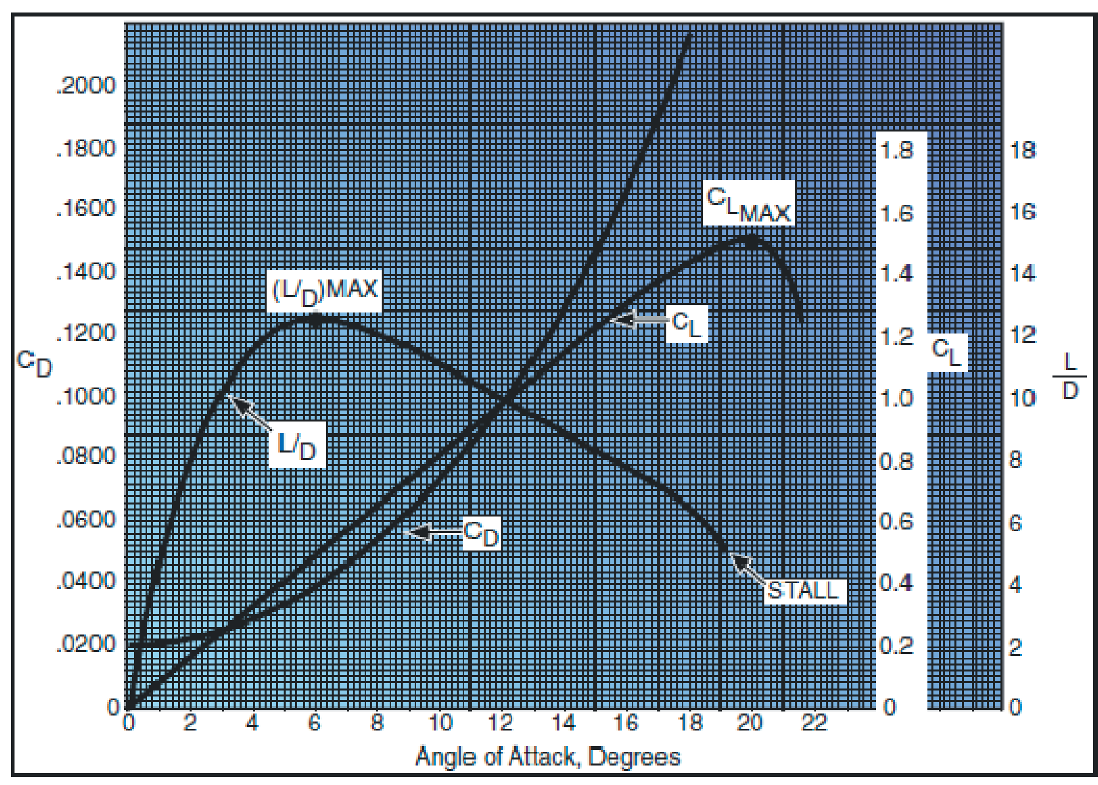


Figure 3-6. Lift coefficients at various angles of attack.

重心(CG)的位置在每一具体飞机的总体设计阶段确定。设计者要确定压力中心(CP)会移动多大距离。它们然后把重心朝相应的飞行速度下的压力中心前面固定，这是为了提供足够的恢复运动以保持飞行平衡。

一架飞机的配置也对升阻比有很大的影响。高性能滑翔机会有极高的升阻比，超音速飞机在亚音速飞行时好像升阻比低，那可是超音速飞行(高马赫数时高升阻比)需要的飞机配置导致这样的情况。

重力

重力是趋向把所有物体朝地球中心拽的拉力。重心可以看成是飞机的所有重量都集中于所在的一点。如果飞机的重心恰好得到支持，飞机就会平衡在任何姿态。也会注意到重心占飞机的主导重要性，因为它的位置对稳定性有极大的影响。重心的位置通过每个飞机的总体设计来确定。设计者要确定压力中心(CP)会移动多大距离。它们然后把重心朝相应的飞行速度下的压力中心前面固定，这是为了提供足够的恢复运动以保持飞行平衡。

重力和升力有明确的关系，推力对应于拉力。这个关系简单，但是对于理解飞行动力学很重要。升力是作用于机翼上的向上的力，和相对风方向垂直。需要的升力是用来克服飞机的重力(由作用于飞机物质的地球引力导致)。这个重力通过飞机的重心向下作用。在稳定的平飞中，此时升力大小等于重力，飞机处于平衡状态，高度不增加也减少。如果升力变得小于重力，飞机将会降低高度。当升力大于重力时，飞机飞行高度增加。

升力

飞行员可以控制升力。随时控制轮子向前或者向后一点，迎角就会改变。当迎角增加时，升力增加(假设其它因素不变)。当飞机到达最大迎角时，升力开始快速变小。这就是失速迎角，或者叫紊流点。

在继续深入讨论升力和如何控制它之前，必须先说一下速度。机翼的外形不会有效，除非它持续不断的冲击新的空气。飞机若要保持飞行，它必须持续移动。升力和飞机速度成相应的比例。例如，如果迎角和其它因素不变的话，以 200 节速度飞行的飞机所得的升力是它在 100 节速度飞行时升力的四倍。

实际上，如果迎角增加，飞机就不能保持继续保持同一迎角而高度不变的平飞 ;升力会增加，结果升力增加使飞机爬升。因此，为了维持升力和重力的平衡，和为了保持飞机平直的平衡飞行状态，只要速度增加，升力必须减小。这通常是通过减小迎角来实现的，如降低机头。相反的，当飞机速度减慢时，降低的速度要求增加迎角来维持足够的升力以保持飞行。当然，如果要避免失速的话，迎角可以增加的范围是有限制的。

所以，如果所有其它因素不变的话，可以得出一个结论，对于每一个迎角，有一个要求的对应指示空速来维持稳定的高度－非加速飞行。记住，这只适用于维持水平飞行。由于机翼在一个相同的迎角上总会失速，如果增加重量，升力必须也要增加，如果迎角保持恒定且恰好在临界迎角，这样做的唯一方法是增加速度。

升力和阻力也随空气密度直接变化。好几个因素会影响密度，如压力，温度和湿度。记住，在 18000 英尺高度，空气密度是海平面上密度的一半。因此，为了在较高的高度维持升力，对于任何迎角都必须以更高的真实空速来飞行。

此外，暖空气密度比冷空气密度低，潮湿空气密度小于干燥空气的密度。这样，在热的潮湿天气，对于任何给定迎角都必须以比干冷天气下更大的真实空速飞行。

如果密度因素降低，总升力必须等于总重量才能维持飞行，它遵循其它因素之一必须增加。通常那些增加的因素是空速或者迎角，因为这些因素可以由飞行员直接控制。

也要指出，升力随机翼的面积直接变化，机翼的平面图没有改变。如果机翼有相同的比例和机翼剖面，迎角相同时，200 平方英尺平面面积的机翼升力是 100 平方英尺面积机翼的两倍。

如你所见，从飞行员角度的两个主要因素是升力和速度，因为这两个因素的控制是最容易的和准确的。当然，飞行员可以通过调整来控制密度，如果机翼恰好有可以扩大机翼面积的襟翼，那么也可以控制机翼面积。但是，对大多数情况，飞行员控制升力和速度来操纵飞机。例如，在平直飞行状态，以恒定高度巡航时，调整升力以匹配飞机速度或者巡航速度来保持高度，而当升力等于重力时就可以维持平衡状态。在着陆进近中，当飞行员希望以实用的慢速着陆时，增加升力到接近最大以维持升力等于飞机的重量是有必要的。

翼尖涡流

对机翼的作用力提供升力的同时也产生了诱导阻力。当机翼以正迎角飞行时，机翼的上下表面有压力差是确定的，上表面的压力比大气压力低，下表面压力等于或者大于大气压力。由于空气总是从高压区域向低压区域流动，阻力最小的路径是朝飞机的翼尖，从机翼下方来的空气顺机身翼展方向向外绕翼尖运动。这个气流导致在翼尖溢出，所以产生了称为涡流的旋涡。同时，机翼上表面的空气趋于流向机身和机翼的尾缘。这个气流在机翼尾缘的内侧形成一个类似的涡流，但是由于机身阻止了向内的流动，这个涡流不是很重要。从而，翼尖的气流方向偏差是最大的，在未受限制的侧面气流是最强的。气流在翼尖处向上弯曲，它和机翼的下洗气流结合形成了更快的旋转的尾部涡流。这些旋涡增加了阻力，因为能量消耗在产生紊流上。接着可以看到无论何时机翼产生升力，诱导阻力就会产生，翼尖涡流随之出现。

就像升力随迎角增加而增加，诱导也随之增加。这是因为迎角增加后，机翼上下表面的压力差更大，空气的侧向流动也就更强；进而，这导致了更强烈的涡流的形成，结果紊流更多，诱导阻力也更多。

翼尖涡流的强度或者力度直接的和飞机的重量成正比，和翼展及飞机速度成反比。较重和慢速的飞机，迎角越大，翼尖涡流越强。因此，飞机在飞行的起飞爬升和着陆阶段会产生最大强度的翼尖涡流。

地面效应

飞机在畅通的地面以稍微低于高空平飞要求的空速来飞行是可能的。这样的结果源于一种现象，甚至对一些有经验的飞行员来说，知道这个比理解它更重要。

当飞行的飞机离地面几英尺时，飞机周围的三个方向的气流模式开始发生改变，因为机翼周围气流的垂直分量受地面限制。这就改变了机翼的升流和翼尖涡流，如图 3－7。这些由于地面而导致的基本影响称为"地面效应"。地面效应时由于飞机飞行时气流模式受地面(或者水面)的干扰导致的。

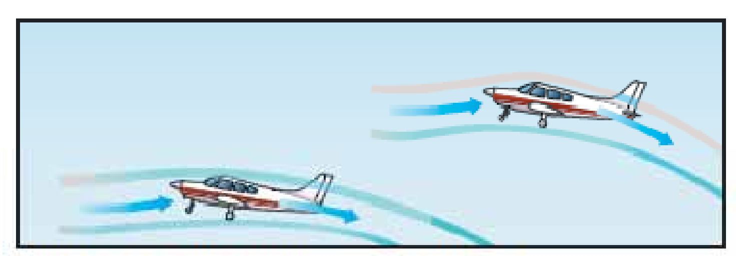


Figure 3-7. Ground effect changes airflow.

当尾部表面和机身的空气动力学特性因地面效应改变时，由于接近地面受到的主要影响是机翼的空气动力学特性的变化。当机翼遇到地面效应且维持在恒定的升力系数时，那么上升流和下洗流和翼尖涡流随之减少。

诱导阻力是支持飞机的机翼导致的，机翼通过加速空气向后来获得飞机的升力。机翼上表面压力的降低是升力的主要基础，这样说是对的，但是这只是推动空气向后的总效果的其中之一。下洗流越多，机翼推动空气向下的难度就越大。大迎角时，总的诱导阻力就大，在实际的飞行中就相应于较低的空速，以可以这么说，低速飞行时诱导阻力是主导地位。

然而，由于地面效应导致的翼尖涡流减少改变了翼展方向的升力分布，降低了诱导迎角和诱导阻力。所以，在地面效应中机翼只要较小的迎角就能产生相同的升力系数，或者如果维持迎角不变，将导致升力系数的增加。如图 3－8

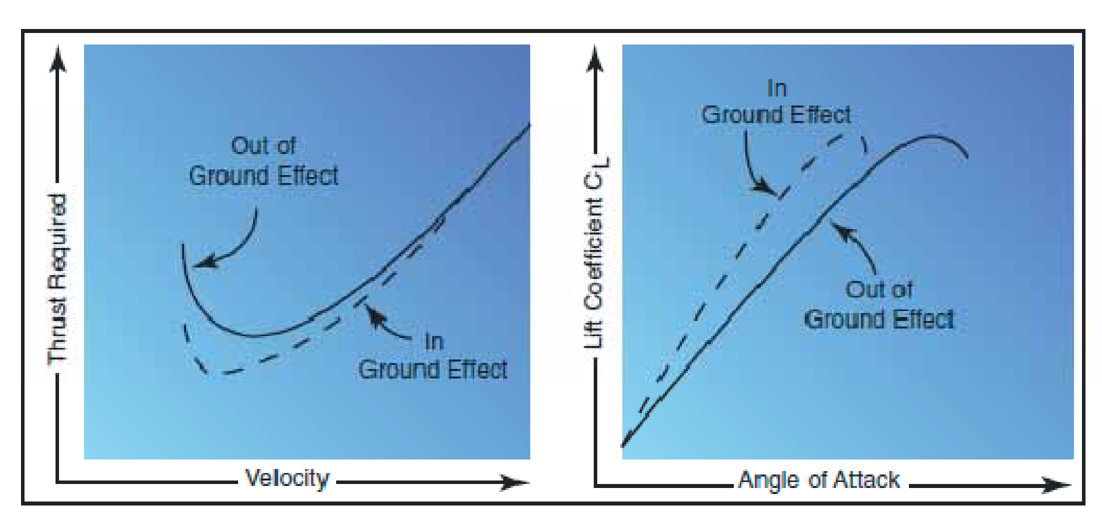


Figure 3-8. Ground effect changes drag and lift.

地面效应也会改变所需推力和速度的关系。由于诱导阻力在低速时占主导，因地面效应使诱

导阻力降低，这样就导致了最重要的低速时所需推力的降低。

地面效应导致的诱导流降低使得诱导阻力有重大的减少，但是对寄生阻力无直接影响。诱导阻力减少的结果就是使得在低速飞行时所需要的推力也减少了。

由于升流，下洗流和翼尖涡流的改变，可能空速系统有定位(设备)误差，这和地面效应有关。大多数情况下，地面效应会导致静态源的局部压力增加，出现对空速和高度的偏低指示。因此，会要求飞机空降的指示空速低于正常要求的值。

为了使地面效应有较大的程度，机翼必须相当的接近地面。地面效应的直接结果之一就是诱导阻力在恒定升力系数处随机翼距地面的高度变化。当机翼的高度等于翼展时，诱导阻力只降低 1.4%。然而，当机翼高度为四分之一翼展时 ，诱导阻力降低 23.5%，机翼高度等于翼展十分之一时，诱导阻力降低 47.6%。所以，只有机翼非常靠近地面时，诱导阻力才有很大的降低。因为这种变化，地面效应在起飞离地和着陆触地的一瞬间是最明显的。

在飞行的起飞阶段，地面效应引起一些重要的关系。飞机起飞后离开地面效应会遇到和着陆时进入地面效应相反的情况，例如飞机离开地面效应将会：

- 要求增加迎角来维持相同的升力系数
- 诱导阻力增加，所需要的推理也要增加
- 稳定性降低，机头在瞬间会向上翘
- 产生静态源压力的减少，指示空速增加

应当指出在获得建议着陆速度之前这些总效果可能会对着陆尝试危险。由于地面效应中阻力降低，飞机好像能在低于建议速度下正常起飞。但是，当飞机以不足的速度飞出地面效应时，更大的诱导阻力可能会导致恰好临界的初始爬升性能。在，如大的总重量，高密度高度，高温的极端条件下，起飞时空速的不足可以使飞机飞起来，但是可能不足以飞出地面效应。这时，飞机可能在最初以不足的速度飞行，然后又下降回跑道。不要试图强制飞机以不足的速度飞起来是非常重要的；为提供充足的初始爬升性能建议起飞速度是非常必要的。因为这个原因，在收回起落架或者襟翼之前必须进入确定爬升状态。

在飞行的着陆阶段，也必须要理解和认识近地效应。如果飞机以恒定迎角被带进到地面效应，飞机升力系数会增加，所需要的推力会减少。因此，会出现“漂浮”效应。由于地面效应中阻力的降低和停车减速，拉平点的任何多余速度都会导致相当长的“漂浮”距离。当飞机接近触地点时，低于翼展高度时的地面效应是最容易发生的。在飞机接近地面的最后进近阶段，有必要降低动力配置或者降低所需的推力，这样可以让飞机在预期滑行轨迹上滑行。

飞机的轴向

飞行中无论什么时候飞机改变它的飞行姿态和位置，它都绕三个轴向的一个或者多个旋转，这些轴向是通过飞机重心的想象出来的线。飞机的轴向可以看成飞机可以绕这它转动的假想轴，非常象车轮旋转的那个轴。在三个轴的相交点，每一个轴都和其它两个轴成 90 度角。从飞机头部到尾部沿机身长度方向扩展的轴称为纵轴。从机翼到机翼的延伸轴称为横轴。垂直通过重心的轴叫垂直轴。图 3－9

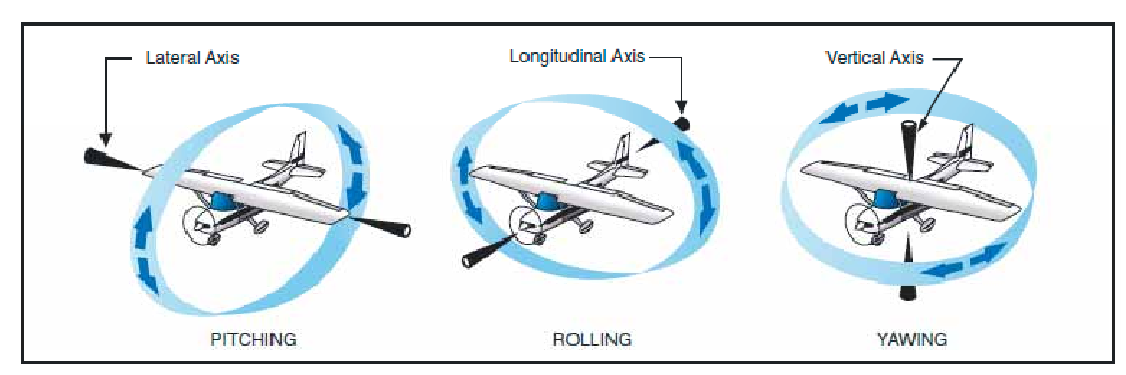


Figure 3-9. Axes of an airplane.

飞机关于其纵轴的运动类似于船从一边到一边的摇摆。事实上，描述飞机三个轴向运动的名字最初是航海术语。这三个术语被采纳到空气动力学术语就是因为飞机和航船之间运动的类似性。

根据对航海术语的采用，飞机纵轴固定后的运动称为"侧滚"，横轴固定时的运动叫"俯仰"；最后，飞机垂直轴固定后的运动叫"偏航"，就是飞机头水平的左右运动。

飞机的三个运动由三个控制面控制。侧滚由副翼控制，俯仰由升降舵控制，偏航由方向舵控制。对这些控制的使用在第四章解释－飞行控制。

运动和力臂

物理学研究表明如果一个物体可以自由旋转的话，将总是绕它的重心旋转。在空气动力学术语中，对飞机的趋向绕它的重心旋转的精确测量叫力矩。力矩是所施加的力和作用点距离的乘积。力臂是从参考点到作用力的距离。为计算飞机的重量和平衡，力矩用力臂距离乘以飞机的重量来表示，简单说是英寸磅(距离乘以重量，公制单位是牛顿米)。
飞机设计者把飞机的重心位置或前或后的定位在尽可能靠近平均动力弦的 20%位置。如果推力线设计成水平的通过重心，这样当动力改变时也不会导致飞机俯仰，因此飞行中不管是有动力还是停机状态力臂都不会有差别。尽管设计者对阻力的位置可以有些控制，它们也不总是能够让合成阻力通过飞机的重心。不过，它们最能够控制的其中之一就是尾部的大小和位置。目标是让力矩(由于阻力，推力和升力产生)尽可能小；用适当的尾部位置作为任何飞行条件下的飞机提供纵向平衡的手段。
飞行时，除了通过改变迎角来控制升力中心外，飞行员没有对作用于飞机的力的位置作直接控制。然而，迎角的这个改变会立即的影响到其它力的改变。所以，飞行员不可能单独改变一个力的位置而不改变其它效果。例如，空速的改变伴随升力的改变，以及阻力的改变，还有尾部向上和向下的力也会改变。当象紊流和阵风这样的力作用于飞机时让飞机移动，飞行员通过提供反向的控制力来对抗这样的力。

某些飞机在载荷变化时引起重心位置的变化。配平设备用来抵消由燃油消耗，载荷或者乘客或货物的非载荷因素导致的力。升降舵配平片和可调节水平尾翼组成了为飞行员提供载荷配平的最常用设备。

在大飞机的大范围飞行平衡中，如果不提供配平的手段，那么飞行员必须施加的用于控制的力将会是过多的且使人容易疲劳。

设计特性

每一个飞过很多类型飞机的飞行员已经注意到操作是有些区别的，那就是对控制压力的抵抗和相应都有它们自己的方式。训练型飞机对控制有快速的相应，而运输型的飞机通常感觉控制繁重而且对控制压力的响应也更慢。通过考虑特定的稳定性和机动要求，这些特征可以设计到飞机中使特定用途的飞机容易实现。在接下来的讨论中，要总结一下更为重要的飞机稳定性方面 ;讨论稳定性是如何分析的 ;以及不同飞行条件下它们的关系。简而言之，稳定性，机动性和可控性的主要区别如下：

- **稳定性**－这是飞机纠正那些可能改变它的平衡条件的内在品质，以及返回或继续在原始航迹上飞行的能力。这是一个飞机的主要设计特性。
- **机动性**－这是飞机容易机动且承受机动引发的压力的能力。它受飞机的重量，惯量，大小，飞行控制的位置，结构强度，以及发动机等因素决定。这也是一个飞机的主要设计特性。
- **可控性**－这是飞机对飞行员控制的响应能力，特别考虑的是航迹和姿态。它是飞机对飞行员操作飞机时施加控制的响应特性，和稳定性特性无关。

稳定性的基本概念

飞机飞行的航迹和高度仅受飞机的空气动力学特性，推进系统和它的结构强度限制。这些限制表明了飞机的最大性能和机动性。如果飞机要提供最大效用，在这些限制的全部范围内必须是安全可控的，且不超出飞行员的强度和要求额外的飞行能力。如果飞机沿任意航迹笔直稳定的飞行，那么作用于飞机的力必定是静态平衡的。任何物体的平衡受到破坏后的反应和稳定性有关。有两种稳定性：静态的和动态的。先讨论静态的平衡，这里的讨论将用到下面的定义：

- 平衡－所有作用于飞机的相反的力都是平衡的。(飞机处于稳定的不加速的飞行状态)
- 静态稳定性－当平衡被破坏后飞机显示出的最初趋势。
- 正静态稳定性－飞机平衡被破坏后返回到原来平衡状态的最初趋势。图 3－10
- 负静态稳定性－飞机平衡被破坏后持续偏离原来平衡状态的最初趋势。
- 中性静态稳定性－飞机平衡被破坏后维持在一个新条件的最初趋势。

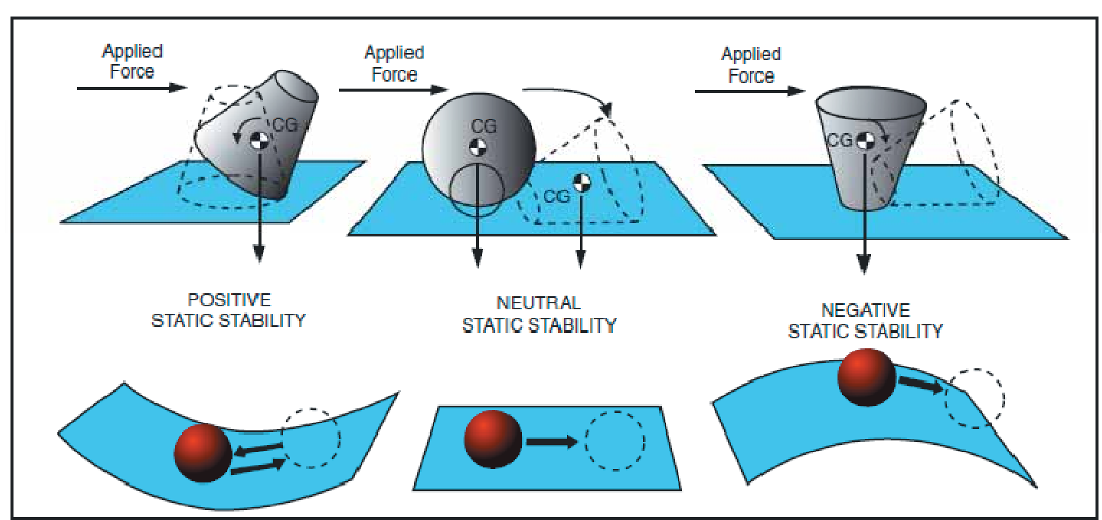


Figure 3-10. Types of stability.

静态稳定性

飞行中飞机的稳定性比解释的要稍微复杂的多，因为飞机可以自由的向各个方向运动，且俯仰和侧滚以及方向都必须是可控的。设计飞机时，工程师必须在稳定性，机动性和可控性之间折中 ;因为飞机的三个轴向自由度使得问题变的更加复杂了。太高的稳定性对机动性有害，类似的，不足的稳定性对可控性也有害。在飞机设计中，这两者(稳定性和机动性)之间的折中是个关键。

动态稳定性

静态稳定性定义为飞机在平衡条件被破坏后显示出来的初始趋势。有时候，初始趋势和总体趋势不同或者相反，因此必须区别这两者。动态稳定性是飞机的平衡被打破后显示出来的总体趋势。图 3－11 的曲线显示了受控的功能随时间的变化。可以看出时间单位非常重要。如果一个周期或者一个起伏的时间单位超过 10 秒，这叫长周期振动(起伏运动)，且容易被控制。在纵向长周期振动中，当空速增加或者降低时，迎角保持不变。对于某一角度，期望振动会收敛，但是不是必须的。起伏运动只能在静态稳定的飞机上测定，这对飞机的配平质量有很大的影响。如果一个周期或者一个起伏的时间单位小于一秒或者两秒，这称为短周期振动，如果不是不可能的话，飞行员通常是非常难以控制的。这是飞行员很容易增强它的一种振动类型。

中性或者发散的短期振动是危险的，如果振动不是快速阻尼的话，一般会导致结构化失效。短期振动影响飞机和控制面是类似的，它们表现为飞机的纵向摆动，或表现为控制面的振动或颤动。基本上，短期振动出现在迎角变化而空速不变时。控制面的短期振动一般是飞机的高频振动以至于飞机都没时间反应。逻辑上，联邦管制法规要求短期振动必须是大阻尼的(也就是短期振动立即消失)。飞机的适航性认证时的飞行测试就是为这个情况而执行的，方法是通过降低极大临界速度(也就是 Vne，不过速)时配平，侧滚或俯仰控制中的振动。测试中，飞行员拉下控制轮或下踏方向舵踏板压低，然后观察结果。

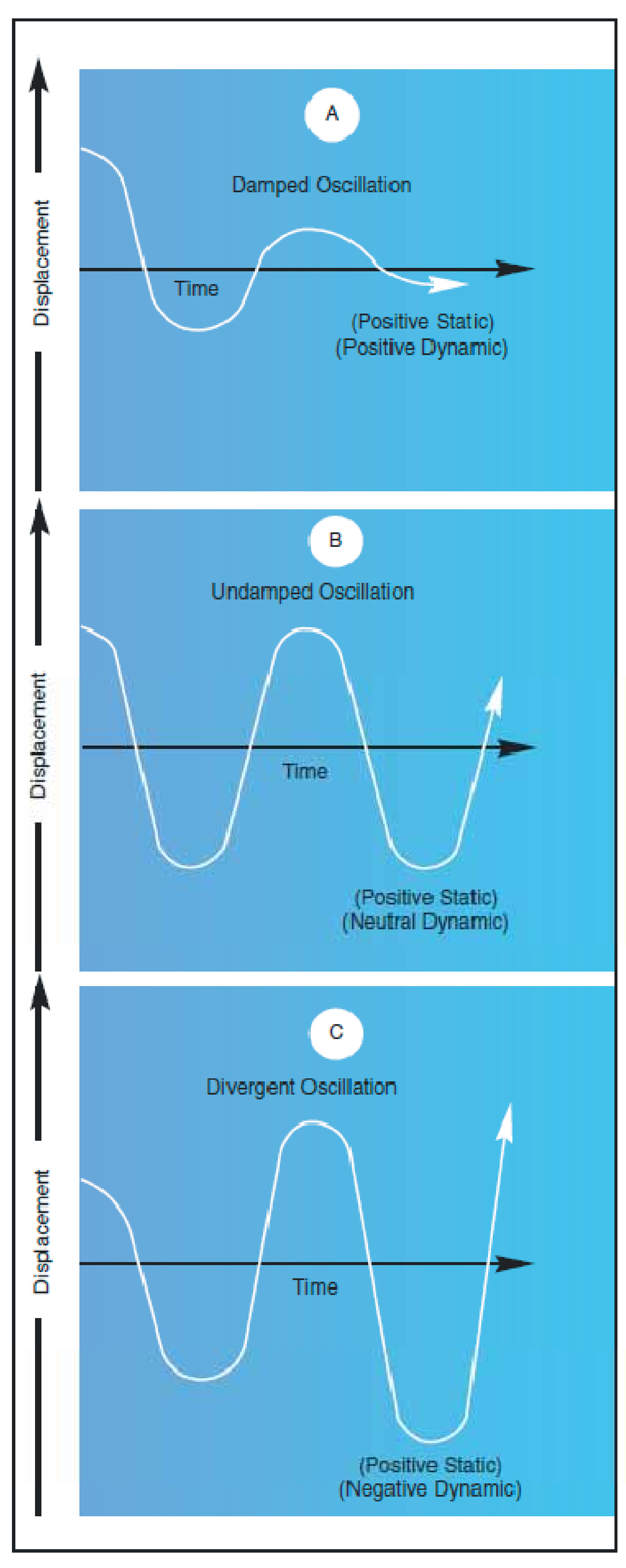


Figure 3-11. Damped versus undamped stability.

纵向稳定性(俯仰)

设计飞机时，为开发三个轴向期望的稳定性角度作了大量的努力。但是横轴的纵向稳定性被认为是最受不同飞行条件下特定变量的影响。纵向稳定性是使飞机绕横轴维持稳定的品质。它影响飞机的俯仰运动，即飞机头向上或向下的运动。纵向不稳定的飞机有一个逐渐爬升或者俯冲到非常极端状态的趋势，甚至是失速。因此，纵向不稳定的飞机变的难以飞行，有时还危险。

飞机的静态纵向稳定性或者不稳定性依赖于下面三个因素：

- 机翼对重心的位置
- 水平尾翼控制面对重心的位置
- 尾部控制面面积和大小。

分析稳定性时，应该记得一个物体如果可以自由旋转的话，它总会绕它的重心旋转。

为获得静态纵向稳定性，机翼和尾部力矩的关系必须是这样的，如果力矩最初是平衡的，然后突然机头上翘，机翼力矩和尾部力矩将会改变以至于它们的力的总和将提供一个不平衡的但是恢复力矩，接着机头被再次向下拉。类似的，如果机头向下，结果力矩的改变使得机头向后。

升力中心，有时也叫压力中心，在大多数飞对称机翼中有一个趋势，即随着迎角的改变而改变它的前后位置。迎角增加时压力中心趋于向前移动，迎角减小时压力中心趋于向后移动。这就意味着机翼的迎角增加时，压力(升力)中心向前移动，趋于把机翼的前缘抬升的多一些。这个趋势给机翼带来了固有的不稳定特性。

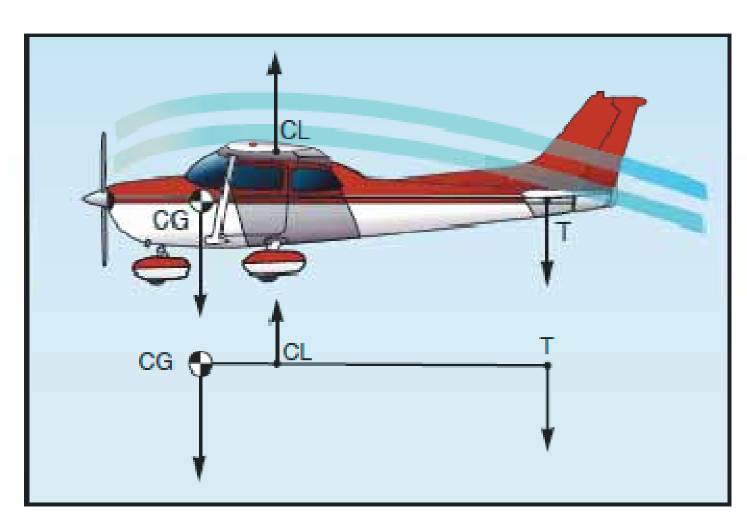


Figure 3-12. Longitudinal stability.

图 3－12 所示的飞机处于平直飞行状态。线段 CG-CL-T 表示从重心 CG 到水平升降舵 T 点的飞机纵轴。CL 点表示升力中心。

大多数飞机设计成机翼的升力中心 CL 在飞机的重心 CG 后面。这使得飞机出现"头重"现象，也要求水平升降舵有向下的力来维持飞机的平衡，以避免机头持续的向下俯。对"头重"的补偿是通过设置升降舵处于轻微的负迎角来实现的。这样就产生了保持尾部向下的力，来平衡很重的机头。就象线段 CG-CL-T 是水平的，CL 点有向上的作用力，另外两个向下的力互

相平衡，一个是作用在 CG 点的很大的力，另外一个是作用于 T 点大的小得多的力。应用简单的物理学原理就可以看到，如果 CL 点用铁条悬挂，而很大的重量挂在 CG 点，那么就会在 T 点产生维持水平平衡的向下作用力。

尽管平飞时水平升降舵可能是水平的，还是有来自机翼的向下气流。这个气流冲击升降舵的上表面产生向下的压力，在某一速度就足以保持飞机水平平衡。飞机飞的越快，向下的气流就越强，产生的作用于升降舵(T 尾除外)的力也就越大。图 3－13。

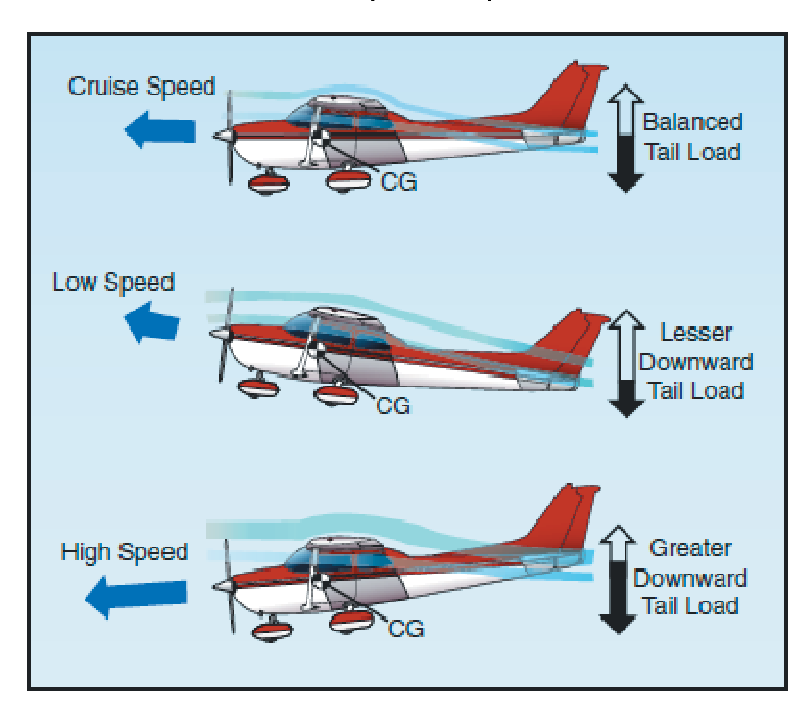


Figure 3-13. Effect of speed on downwash.

在固定位置的水平升降舵飞机中，飞机制造商设置一个升降舵迎角，以设计巡航速度和功率设置飞行时能够提供最好稳定性。图 3－14

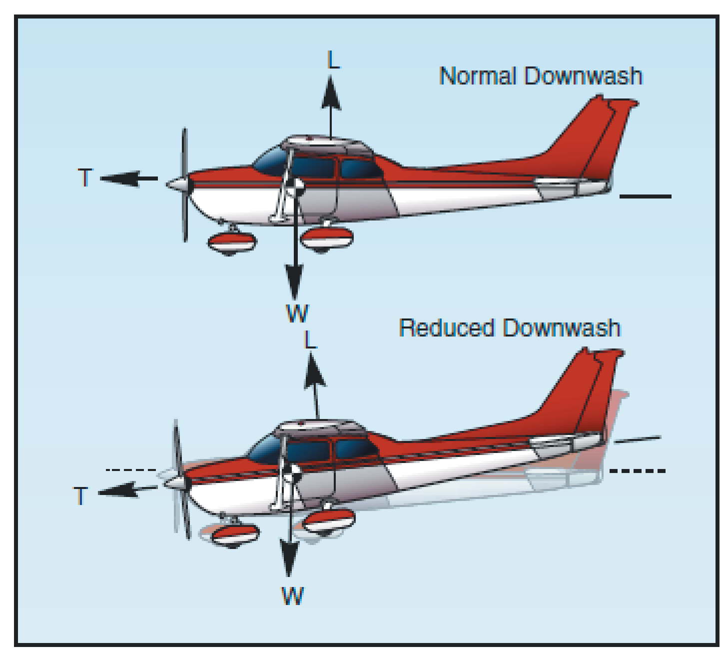


Figure 3-14. Reduced power allows pitch down.

如果飞机速度降低，机翼上气流的速度也会降低。机翼上气流速度降低的结果是下洗流也降低，导致升降舵上向下的作用力变小。接着，"头重"特性加重，使得机头更加的向下俯。这样飞机就处于低头姿态，减少机翼迎角和阻力可以让空速增加，当飞机继续处于低头姿态时，它的速度增加，升降舵上向下的力再次增加。进而，尾部再次被向下压，机头抬升进入爬升姿态。

当爬升继续时，空速又降低，导致尾部的向下力又降低，直到机头更低。但是，因为飞机是动态稳定的，这回机头的降低就不会向前面降低的那么厉害。这次飞机将获得足够的速度，更加逐渐的冲到另一个爬升状态，但是爬升不会象前一次那么陡峭。

经过几次减小的起伏后，起伏中机头时而抬升时而降低，飞机最终会在一个速度上平稳下来，这个速度会让尾部向下的力恰好平衡机头向下俯冲的趋势。当获得这样的条件后，飞机会再次平衡的飞行，只要高度和空速不变就会持续稳定的飞行。

当关闭节流阀时会注意到一个类似的效果。机翼的下洗流降低，图 3－12 中 T 点作用力不足以保持升降舵向下。这就好像 T 点的作用力让机头的重力下拉机头一样。当然这是想要的特性，因为飞机固有地试图再次获得空速和再次建立适当的平衡。

动力或者推力也有不稳定效果，增加的动力会趋于使机头抬升。飞机设计者可以通过建立一个"高推力线"来抵消这个效果，高推力线中推力从重心上方通过。图 3－15 和图 3－16。这种情况下，当动力或者推力增加时，就会产生一个抵抗尾部向下载荷的力矩。另一方面，一个恰好的"低推力线"会趋于增加水平尾部控制面的抬升机头效果。

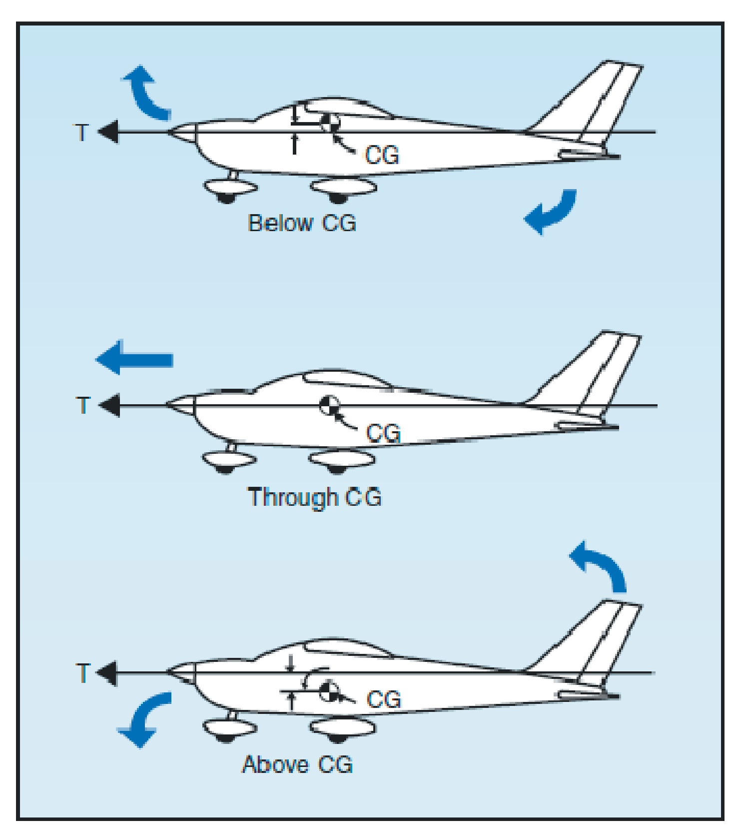


Figure 3-15. Thrust line affects longitudinal stability.

那么就可以得出结论，随着重心向升力中心的前面移动，尾部向下的空气动力，结果是飞机

总是试图恢复到安全飞机姿态。

纵向稳定性的简单演示如下：把飞机配平到不用控制的平飞状态。然后快速的控制飞机头轻微的向下压。如果在短暂的时间内，机头抬升到原来的位置然后停止，飞机就是静态稳定的。一般的，机头会通过原来的位置，连续的慢速俯仰起伏随之而来。如果起伏逐渐停止，即飞

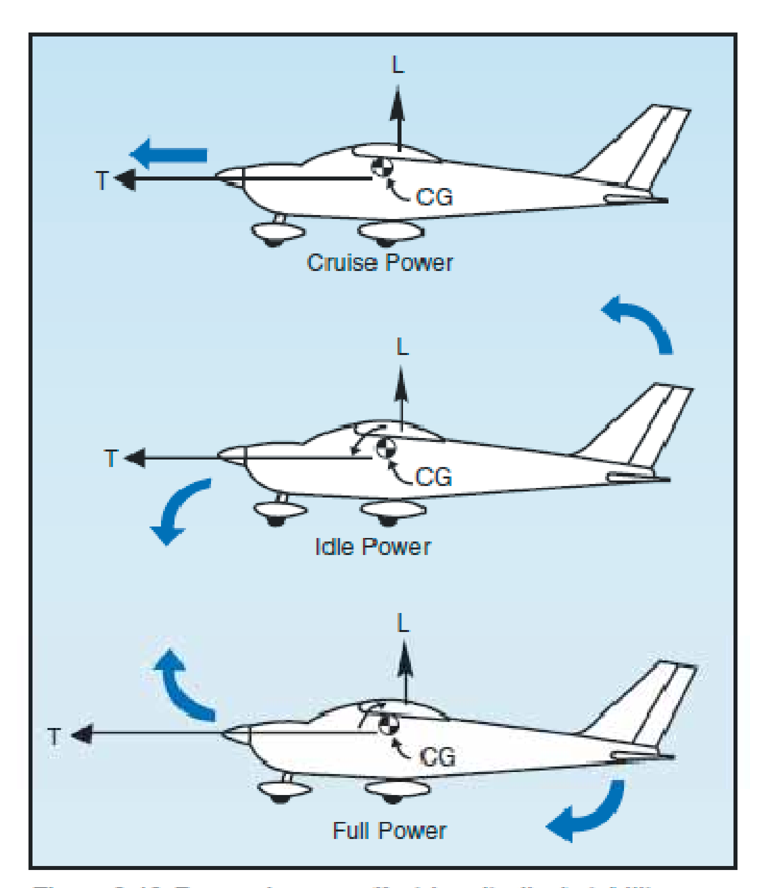


Figure 3-16. Power changes affect longitudinal stability.

机有正的稳定性；如果继续不稳定，那么飞机就有中性稳定性；如果起伏增加，那么飞机是不稳定的。

横向稳定性(侧滚)

沿机头到尾部的纵轴的稳定性称为飞机的横向稳定性。当一边的机翼比另一边的机翼低时，这可以帮助稳定侧面倾斜或者侧滚效果。有四个主要的因素使飞机保持横向稳定：上反角，倾覆效应，后掠角和重力分布。

引起横向稳定性的最通常步骤是构造机翼有 1－3 度的上反角。换句话说，飞机每一边的机翼和机身形成一个窄的 V 字型，或者叫上反角。它是通过位于平行于横轴的直线之上的机翼形成的角度来度量。

当然，侧滚稳定性的基础是机翼产生力的横向平衡。升力的任何不平衡都导致飞机纵轴侧滚的趋势。也就是说，上反角引起升力的平衡，这些升力由飞机纵轴两边的机翼产生。

如果短暂的阵风使飞机的一个机翼上升，另外一个机翼较低，飞机就会倾斜。当飞机不是转弯的倾斜时，它会侧滑或者超机翼较低的侧面下滑。图 3－17

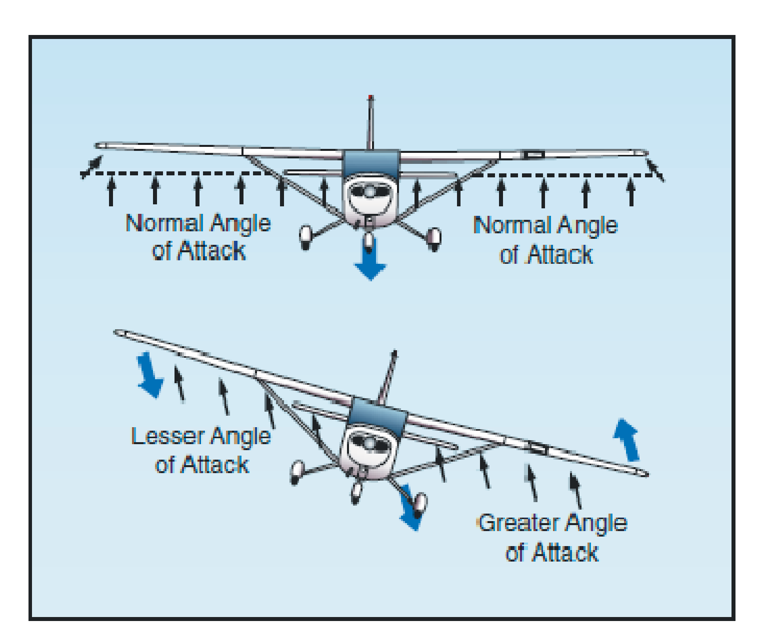


Figure 3-17. Dihedral for lateral stability.

因为机翼有上反角，空气冲击较低一侧的机翼的迎角比较高一侧的机翼大得多。这样，较低一侧的机翼的升力就增加，高一侧的机翼升力就降低，飞机趋于恢复到最初的横向平衡状态(机翼水平)－即两个机翼的迎角和升力又一次相等。

上反角的效果是产生一个侧滚力矩，在发生侧滑时这个力矩趋于使飞机恢复到横向平衡飞行条件。恢复力会把较低一侧的机翼向上移动很多，导致另一侧的机翼向下。如果这样的话，这个过程会重复下去，每一次横向摆动幅度降低，直到最终达到了机翼水平飞行的平衡。

相反地，过大的上反角对横向机动特性是不利的。飞机会横向非常稳定，以至于它会阻抗任何有意识的侧滚运动。出于这个原因，要求快速侧滚或者倾斜特性的飞机通常其上反角比那些较少机动性设计的飞机上反角小。

由于后掠角影响的本性，它对上反角效果的影响是重要的。在侧滑时，风中的机翼后掠角实际减小，而外侧的机翼后掠角实际增大。掠翼只对垂直于机翼前缘的风分量敏感。从而，如果机翼工作在正升力系数，风中的机翼升力增加，风外的机翼升力降低。如此，后掠翼会促进正上反角效果，而前掠翼会促进负上反角效果。

飞行中，机身的侧面区域和垂直尾翼对气流的反作用非常类似于船的龙骨。它对飞机的纵轴施加一个稳定的横向影响。

建造如此横向稳定的飞机，以至于龙骨区域的绝大部分在重心的后面上方。图 3－18

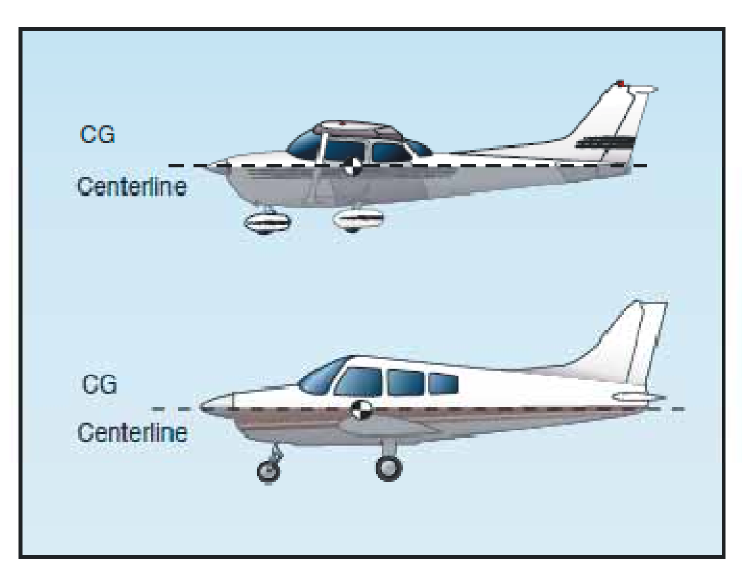


Figure 3-18. Keel area for lateral stability.

这样，当飞机朝一边侧滑时，飞机的重量和反抗龙骨区域上部的气流压力(都作用于重心)的合力趋于使飞机侧滚回到机翼水平的飞行状态中。

垂直稳定性(偏航)

飞机的垂直轴(侧向力矩)稳定性称为偏航或者方向稳定性。偏航或者方向稳定性在飞机设计中是更加容易实现的稳定性。垂直尾翼的面积和重心之后的侧面起主要的作用，它使得飞机就向熟悉的风向标或者箭一样使机头指向相对风方向。

在考查风向标时，可以看到如果支点的前后迎风的面积大小是相同的，那么结果是前后的力平衡，指向运动很小或者基本没有。所以，就必须让支点后面的面积比前面的面积大得多。在飞机中也类似，设计者必须确保正的方向稳定性，方法是适重心之后的侧面积比重心之前的侧面积大得多。如图 3－19

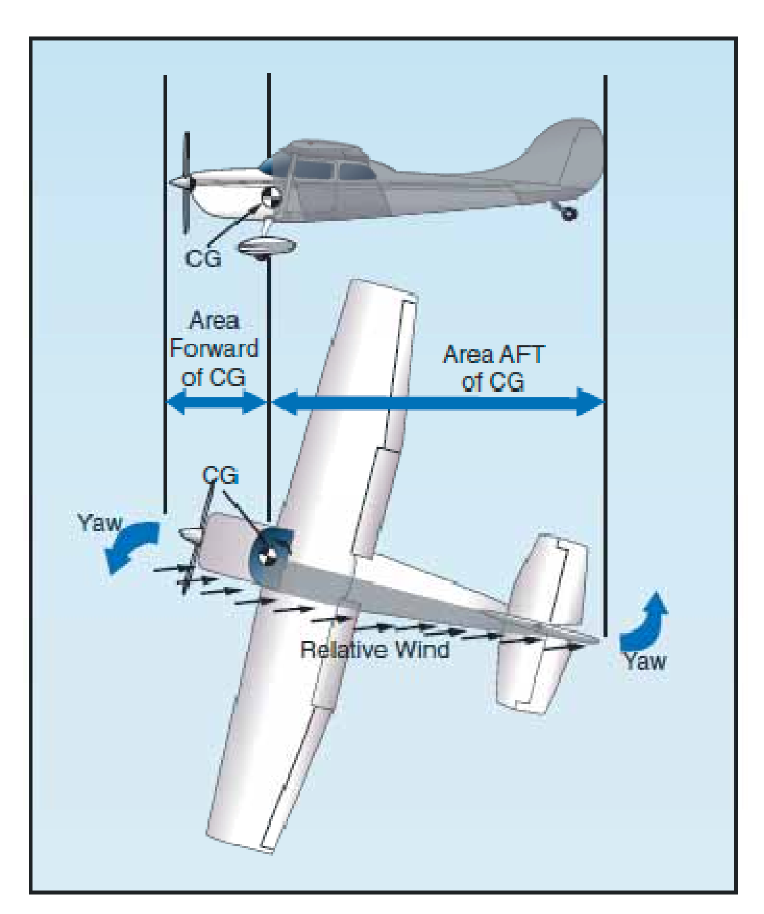


Figure 3-19. Fuselage and fin for vertical stability.

为了在机身之外提供更多得正稳定性，增加了一个垂直尾翼。垂直尾翼得作用类似于箭上维持直飞的羽毛。和风向标和箭一样，垂直尾翼的位置越靠后，面积越大，飞机的方向稳定性就越强。

如果飞机以直线飞行，一个侧向阵风就会让飞机绕垂直轴发生轻微的转动(假定是右侧)，那么运动会被垂直尾翼阻止并停止，因为当飞机往右旋转时，空气会以一个角度冲击垂直尾翼的左侧。在垂直尾翼的左侧就产生一个压力，它阻止飞机向右转动，使偏航慢慢的降低下来。在这样做时，飞机向相对风方向旋转 有点象风向标。飞机航迹方向的最初变化通常在飞机机头朝向的变化之后。因此，当飞机向右稍微偏航后，有一个短暂的时间，这段时间内飞机继续沿原来的航迹方向移动，但是它的纵轴稍微指向右侧。

然后飞机有短暂的侧滑，在这个时刻(因为假设尽管偏航运动停止，垂直尾翼左侧的额外压力仍然存在)飞机必定有朝左侧回转的趋势。即，垂直尾翼导致了一个短暂的恢复趋势。

这个恢复趋势反展的相对较慢，当飞机停止侧滑时它也停止。在停止后，飞机就在稍微不同于原来方向的新方向上飞行。也就是说，它不会自己协调返回到原来的航向；飞行员必须重新确立最初的航向。

方向稳定性的一个小的改进可以通过后掠角实现。机翼设计中使用后略角主要是为了延迟高速飞行中压缩性的开始。在较轻和慢速的飞机上，后掠角对压力中心和重心建立正确的关系有帮助。压力中心在中心之后这样制造的飞机具备纵向稳定性。

由于结果的原因，飞机设计者有时候不能把机翼安装在恰好需要的位置。如果它们必须把机翼安装的太向前，且和机身成恰当的角度，那么压力中心就不会足够靠后，达不到要求的纵向稳定度。但是，通过增加机翼后掠角，设计者可以向后移动压力中心。后掠角的大小和机翼的位置使压力中心置于正确的位置。

机翼对静态方向稳定性的贡献通常很小。掠翼提供的稳定性作用依赖于后掠角的大小，但是这个贡献和其它部分相比就相对较小了。

自由向摆动(荷兰轨辊)

荷兰轨辊是耦合的侧向/方向摆动，它通常是动态稳定的，由于摆动的特性，在飞机中这是要不得的。摆动模式的阻尼可能很弱或者很强，这依赖于具体飞机的特性。

不幸的是所有空气都不是平稳的。并发的上升气流和下降气流产生颠簸和下降，以及飞机前后和两边的阵风。

飞机对平衡的破坏的反应是复合的侧滚/偏航摆动，其中侧滚运动发生在偏航运动之前。偏航运动不是很严重，但是侧滚运动要显而易见得多。当飞机响应上反角效应而侧滚回到水平飞行时，它会侧滚得太远而朝另一个方向侧滑。这样，由于强烈的上反角效应飞机每次侧滑过头。当上反角效应比静态方向稳定性大时，荷兰轨辊运动是弱阻尼的，也是要不得的。当静态方向稳定性比上反角效应强时，荷兰轨辊运动具有强阻尼，也不是要不得的了。但是这些特性趋于螺旋不稳定性。

那么选择只能是两个不利中的次要因素－荷兰轨辊运动是要不得的，而如果发散率低的话螺旋不稳定性是可以容忍的。所以更重要的操控品质是高静态方向稳定性和最小化必要的上反角的结果，大多数飞机显示出轻微的螺旋倾向。这个倾向向飞行员显示了一个事实：飞机不能无限期的以无手操控方式飞行。

除高速掠翼设计之外，大多数现代飞机， 这些自由向摆动通常在很少的几个周期后自动消失，除非空气持续的是阵风或者湍流。具有持续荷兰轨辊倾向的飞机通常配备了陀螺稳定的偏航阻尼器。退一步说，荷兰轨辊倾向的飞机很让人不安。所以，制造商试图在过大和过小方向稳定性之间寻找折中。对于飞机制造商来说，它们更愿意有螺旋不稳定性也不想要荷兰轨辊倾向，大多数飞机设计有这样的特性。

螺旋不稳定性

当飞机的静态方向稳定性和维持横向平衡的上反角效应相比很强时，就会出现螺旋不稳定性。当飞机的横向平衡被阵风打破后，就会产生侧滑，强烈的方向稳定性趋于使机头偏向合成的相对风方向，而相对弱的上反角在横向平衡的恢复中滞后。由于这个偏航，转弯运动外测的机翼比内侧的机翼速度要快，因此它的升力变的更大。这产生一个过分倾斜的倾向，如果飞行员不纠正的话，会导致倾斜角变的越来越陡峭。同时，使飞机偏航到相对风方向强烈方向稳定性实际上迫使机头向更低的姿态倾斜。然后向下的螺旋慢慢开始，如果飞行员不纠正，

会逐渐增强为更陡峭的螺旋俯冲。通常，螺旋运动的发散率是慢慢增加的，飞行员可以毫不费力的控制这个趋势。

所有的飞机在某种程度上都受到这个特性的影响，尽管所有其它普通参数可能是固有稳定的。这个倾向通过一个事实告诉飞行员：飞机不能无限期以无手操控飞行。

为消除或者至少纠正这个不稳定性，在控制设备(机翼校平器)的开发上付出了大量的研究和努力。螺旋条件的前期阶段要求飞行员非常仔细的应用恢复控制，或者可能引起结构上的过量载荷。发生在通用航空飞机飞行中的结构化失效，这种条件下的不适当恢复可能是更多不幸的根本原因，而不是其它任何单一因素。原因是螺旋条件下的空速快速的增大，降低这个速度的向后升降舵力和拉高机头的力的应用使转弯变紧，载荷因子持续增加。【螺旋的时候飞行员可能下意识的向后拉操纵杆，想拉起机头，实际上这会导致更难以改出螺旋】拖延的非受控螺旋的结果总是一样的；要么飞行中结构化失效，坠落到地面，或者就是这两者。根据记录最通常的原因是：飞行员失去视野参考，不能参考仪表来控制飞机，或者是同时发生这两者。

飞行机动中的空气动力学受力

转弯受力

如果从后面看一个平直飞行的飞机，如图 3－20，而且如果作用于飞机的力可以看见的话，两个力(升力和重力)是显然的，如果飞机处于倾斜状态，可以明显的看到升力不再正好和重力方向相反，升力作用在倾斜的方向上。实际情况是，当飞机倾斜时，升力作用方向是朝转弯的中心且向上的，这是在考虑飞机转弯时要记住的一个基本事实。

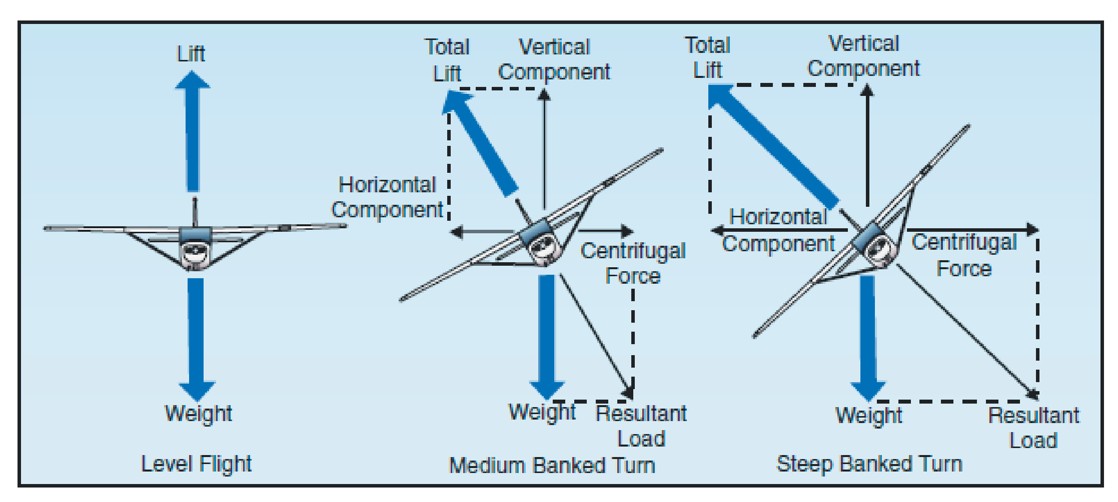


Figure 3-20. Forces during normal coordinated turn.

一个物体如果静止或者沿直线匀速运动会一直保持静止或匀速直线运动，直到某个其它的力作用于这个物体。飞机和任何其它运动物体类似，需要有一个侧向力使它转弯。在一个正常的转弯中，这个是通过飞机的倾斜得到的，这时升力是向上和向内作用的。转弯时候的升力被分解为两个分力，这两个分力成合适的角度。竖直作用的分力和重力成对，称为垂直升力分量，另一个是水平的指向转弯的中心，称为水平升力分量，或者叫向心力。这个水平方向的力把飞机从直线航迹拉动到转弯航迹上。离心力和飞机转弯时的向心力方向相反，大小相

等。这就解释了为什么在正常转弯时使飞机转弯的力不是方向舵施加的。

飞机的驾驶不像小船或者汽车；为了转弯，它必须倾斜。如果飞机不倾斜，那么就没有让它偏离原来直线航向的力。反过来说，当飞机倾斜时，它就会转弯，让它不滑到转弯的一侧。良好的方向控制是基于一个事实，只要飞机倾斜它就会转弯。

这个事实一定要牢记在心，特别是保持飞机处于平直飞行时。单就飞机的倾斜使得它转弯来说，飞机的总升力没有得到增加。然而就像指出的，倾斜时的升力分为两个分量：一个垂直的和另一个水平的。这一分解降低了抵消重力的力，进而飞机的高度就会下降，需要增加额外的力来抵消重力。这是通过增加迎角来实现的，直到升力的竖直分量再一次等于重量。由于竖直分力随倾斜角度的增加而降低，那么就需要相应的增加迎角来产生足够的升力以平衡飞机的重力。当进行恒定高度转弯时，一定要记住升力的竖直分量必须要等于飞机的重量才能维持飞机的高度。

对于给定的空速，飞机转弯的快慢依赖于升力水平分量的大小。你会发现，升力的水平分量和倾斜角成正比。逻辑上也遵守倾斜角增加时升力的水平分量也增加，也就加快了转弯速度。因此，对于任何给定空速，转弯速度可以通过调整倾斜角来控制。

在水平转弯中，为提供足够的升力竖直分量来维持高度，迎角需要有一定的增加。由于机翼阻力直接和迎角成正比，当升力增加时诱导阻力降低。这就导致空速的降低和倾斜角成比例，小倾斜角的结果是空速的少量降低，大倾斜角时空速会降低很多。在水平转弯中，必须要增加额外的推力来防止空速降低；需要的额外推力大小和倾斜角成比例。

为补偿额外的升力，如果要维持恒定高度，结果是如果转弯时空速增加，迎角必须降低，或者倾斜角降低。如果倾斜角保持恒定，而迎角降低，转弯速度将会降低。所以，当空速增加时为了保持恒速转弯，迎角必须保持恒定且倾斜角增加。

必须记住空速增加导致转弯半径增加，离心力直接和转弯半径成正比。在一次正确执行的转弯中，升力的水平分力必须恰好等于向心力且方向相反。所以，当恒定角速度水平转弯时空速增加，转弯半径也要增加。转弯半径的增加导致离心力的增加，这也必须通过增加升力的水平分力来平衡，它只能通过增加倾斜角来增加。

内侧滑转弯时，飞机转弯的快慢和所倾斜的角度不对应，然后飞机会偏航到转弯航迹的内侧。飞机以一定的角速度转弯而倾斜过多时，水平升力分量大于离心力。升力的水平分量和离心力的平衡要么通过降低倾斜度，降低角速度或者二者的结合才能建立。

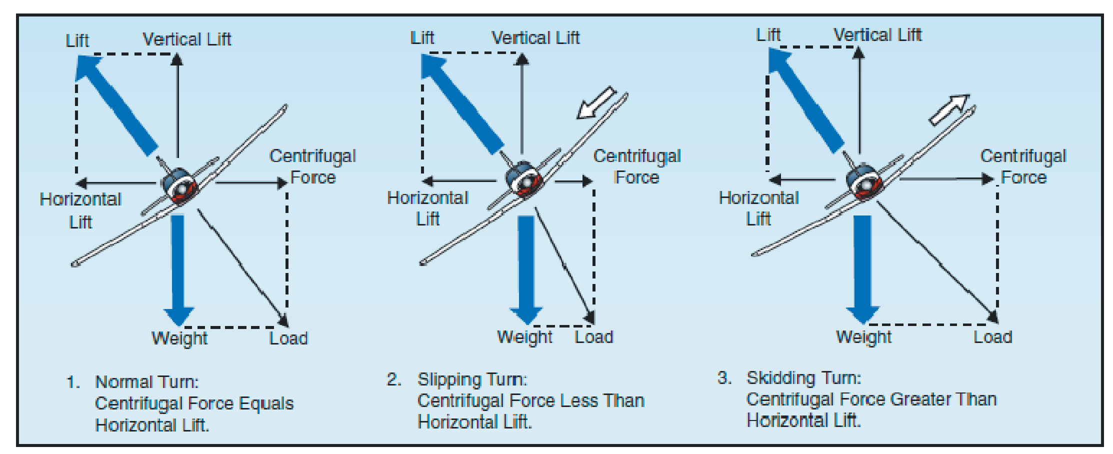


Figure 3-21. Normal, sloping, and skidding turns.

外侧滑转弯是由于离心力比升力的水平分量还大，把飞机向转弯的外侧拉。这个倾斜角度时的转弯太快了。外测滑转弯的纠正引起角速度的降低，倾斜角增加，或者二者的结合。

为维持一个给定的角速度，倾斜角必须随空速变化。在高速飞机上这变得特别重要。例如，在 400mph 时，飞机必须倾斜大约 44 度来完成一个标准的转弯角速度(3 度每秒)。在这个倾斜度上，只要大约 79%的飞机升力构成升力的竖直分量；结果是高度的损失，直到迎角增加到足够补偿升力的损失。

爬升受力

对于所有实际效果，处于稳定的正常爬升状态的机翼升力是和相同空速时平直飞行的升力一样的。尽管确立爬升时的飞行航迹变化了，对应于倾斜航迹的机翼迎角回复到了实际的相同值，如升力时一样。然而，有一个最初的短暂的变化，如图 3－22

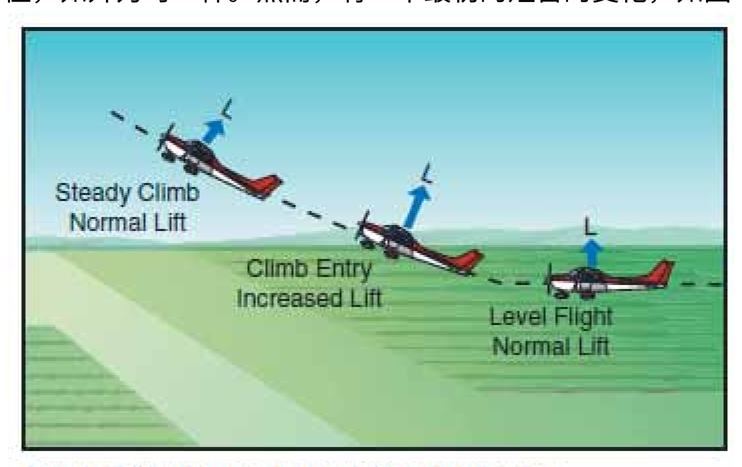


Figure 3-22. Changes in lift during climb entry.

从平直飞行到爬升的过渡期间，升力的变化发生在第一次对升降舵施加向后的压力时。飞机头的抬升增加了迎角，短暂的增加了升力。此时的升力大于重力，启动飞机的爬升。当飞行航迹建立在向上爬升后，迎角和升力再次恢复到水平飞行时的值左右。

如果爬升时功率设置不改变，一般的空速会降低，因为维持平飞时的空速需要的推力不足以维持相同的空速来爬升。当航迹向上倾斜时，飞机重量的一个分量作用于相同的方向，和飞机总阻力平行，因此也增加了诱导阻力。所以，总阻力大于推力，空速下降。一般空速下降

的结果是对应于阻力的降低,直到总阻力(包含相同方向的重力分量)等于推力。如图 3－23。由于动力，空速的变化一般依不同的飞机大小，重量和总阻力以及其它因素而变化。

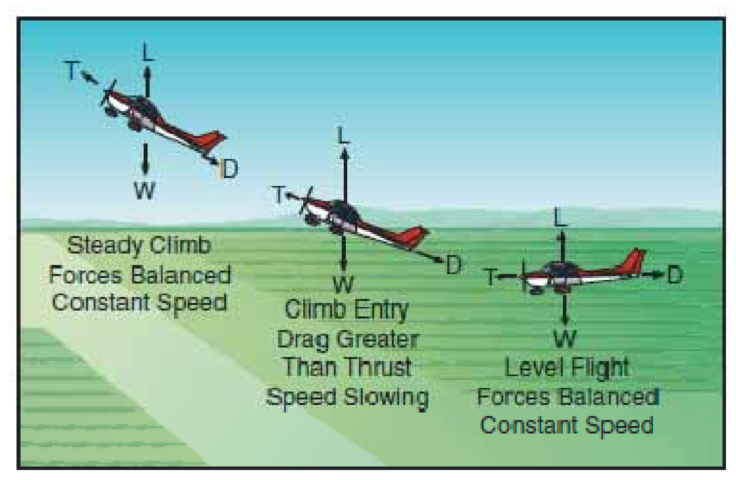


Figure 3-23. Changes in speed during climb entry.

通常的，当空速稳定后推力和阻力，升力和重力再次平衡，但是比相同功率设置下的平飞状态的空速值要低。由于在爬升中飞机的重力不仅向下作用，还随阻力向后作用，这就需要额外的功率以保持和平飞时相同的空速。功率大小依赖于爬升角度。如果爬升的航迹很陡峭，那么可用功率将不足，空速较低。你会看到备用功率的大小确定了飞机的爬升性能。

下降受力

如同爬升一样，飞机从平直飞行进入下降状态，作用于飞机的力必定变化。这里的讨论假定下降时的功率和平直飞行时的功率一样。

当向前压力施加于升降舵控制上来开始下降时，或飞机头向下倾斜时，迎角降低，结果是机翼升力降低。总升力和迎角的降低是短暂的，发生在航迹变成向下时。航迹向下的变化时由于迎角降低时升力暂时的小于飞机的重量。升力和重力的这个不平衡导致飞机沿平直航迹之后开始下降。当航迹时处于稳定下降时，机翼的迎角再次获得原来的大小，升力和重力会再次平衡。从下降开始到稳定状态，空速通常增加。这是因为重力的一个分量现在沿航迹向前作用，类似于爬升中的向后作用。总体效果相当于动力增加，然后导致空速比平飞时增加。

为使下降时的空速和平飞时相同，很显然，功率必须降低。重力的分量沿航迹向前作用将随迎角的下降率增加而增加，相反的，迎角的下降率降低时重力的向前分量增加也就变慢。因此，为保持空速和巡航时一样，下降时要求降低的功率大小通过下降坡度来确定。

失速

只要机翼产生的升力足够抵消飞机的总载荷，飞机就会一直飞行。当升力完全失去时，飞机就失速。

记住，每次失速的直接原因时迎角过大。有很多飞行机动会增加飞机的迎角，但是直到迎角过大之前飞机不会失速。

必须要强调的是，每个飞机的失速速度在所有飞行条件下都不是固定的值。然而，一个特定的飞机总会在同一个迎角时失速，而不管空速，重量，载荷因素或密度高度。每一个飞机都有一个特殊的迎角，那时，气流从飞机的上表面分离，发生失速。根据飞机设计，临界迎角可以从 16 度到 20 度变化。但是每个飞机只有一个特定的发生失速的迎角。

在三种情况下会超过临界迎角：低速飞行，高速飞行，和转弯飞行。

飞机在平直飞行时如果飞的太慢也会失速。空速降低时，必须增加迎角来获得维持高速所需要的升力。空速越低，必须增加更大的迎角。最终，达到一个迎角，它会导致机翼不能产生足够的升力维持飞机，飞机开始下降。如果空速进一步降低，飞机就会失速，由于迎角已经超出临界迎角，机翼上的气流被打乱了(变成了紊流)。

这里还要再次强调的是，低速不是发生失速所必要的。机翼可以在任何速度下处于过大迎角。例如，假设一个飞机以 200 节空速俯冲，这是飞行员突然向后猛拉升降舵控制。由于重力和离心力，飞机不能立即的改变它的航迹，但是只能突然的改变它的迎角从很低到很高。由于飞机航迹和迎面而来空气的关系确定了相对风的方向，迎角突然增加，飞机机会和快的达到失速迎角，而这是它的空速是比一般失速的空速大得多。

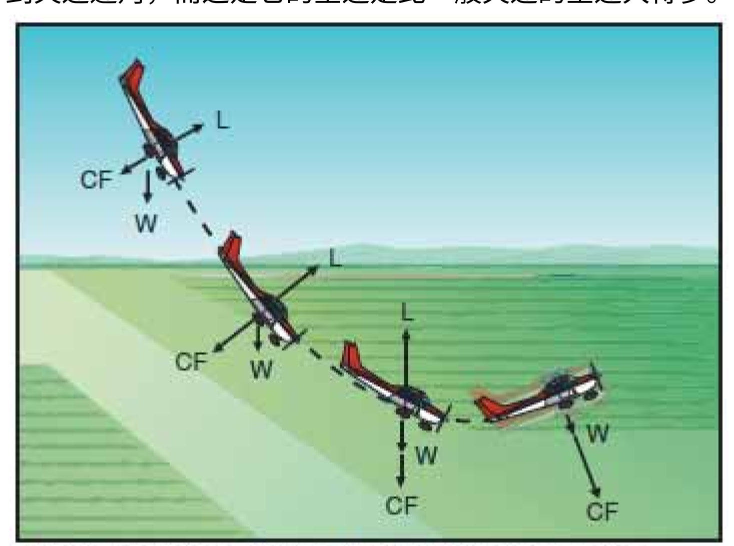


Figure 3-24. Forces exerted when pulling out of a dive.

类似的，水平转弯时的飞机失速速度高于平直飞行时的失速速度。这是因为离心力增加到飞机的重力上，机翼必须产生足够的额外升力来抗衡离心力和重力的合力载荷。转弯时，必要的额外升力通过向后压升降舵控制来获得。这增加了机翼的迎角，结果增加了升力。倾斜增加时迎角必须增加以平衡离心力导致的载荷增加。如果在转弯的任何时候迎角过大，飞机就会失速。

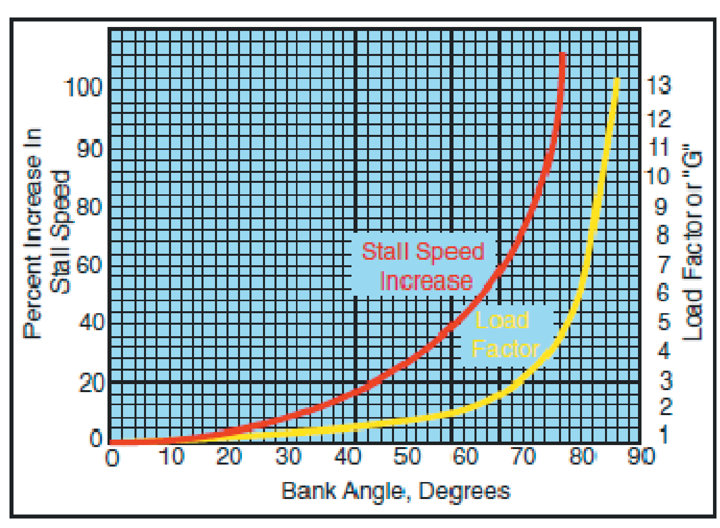


Figure 3-25. Increase in stall speed and load factor.

在这里，应该检查失速时飞机的动作。为气动的平衡飞机，升力中心通常位于重心之后。尽管这让飞机固有的产生"头重"，水平尾翼上的下洗流抵消了这个作用。可以看到，失速时机翼升力的向上力和尾部向下的力降低，不平衡条件就出现了。这允许飞机突然向下配平，绕它的重心转动。在机头下倾的姿态中，迎角降低，空速再次增加；因此，机翼上的气流再次变的平滑，升力恢复，飞机可以继续飞行。但是，在这个周期完成之前会损失相当大的高速【低空失速极度容易酿成灾难事故】。

螺旋桨基本原理

飞机螺旋桨由两个或者多个桨叶以及一个中轴组成，桨叶安装在中轴上。飞机螺旋桨的每一个桨叶基本上是一个旋转翼。由于它们的结构，螺旋桨叶类似机翼产生拉动或者推动飞机的力。
旋转螺旋桨叶的动力来自发动机。发动机使得螺旋桨叶在空气中高速转动，螺旋桨把发动机的旋转动力转换成前向推力。

空气中飞机的移动产生和它的运动方向相反的阻力。所以，飞机要飞行的话，就必须由力作用于飞机且等于阻力，而方向向前。这个力称为推力。

典型螺旋桨叶的横截面如图 3－26。桨叶的横界面可以和机翼的横截面对比。一种桨叶的表面是拱形的或者弯曲的，类似于飞机机翼的上表面，而其它表面类似机翼的下表面是平的。弦线是一条划过前缘到后缘的假想线。类似机翼，前缘是桨叶的厚的一侧，当螺旋桨旋转时前缘面对气流。

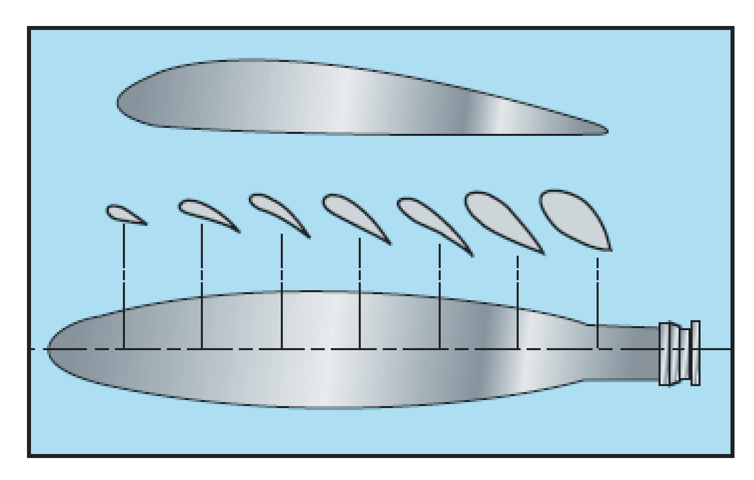


Figure 3-26. Airfoil sections of propeller blade.

桨叶角一般用度来度量单位，是桨叶弦线和旋转平面的夹角，在沿桨叶特定长度的的特定点测量。因为大多数螺旋桨有一个平的桨叶面，弦线通常从螺旋桨桨叶面开始划。螺旋角和桨叶角不同，但是螺旋角很大程度上由桨叶角确定，这两个术语长交替使用。一个角的变大或者减小也让另一个随之增加或者减小。

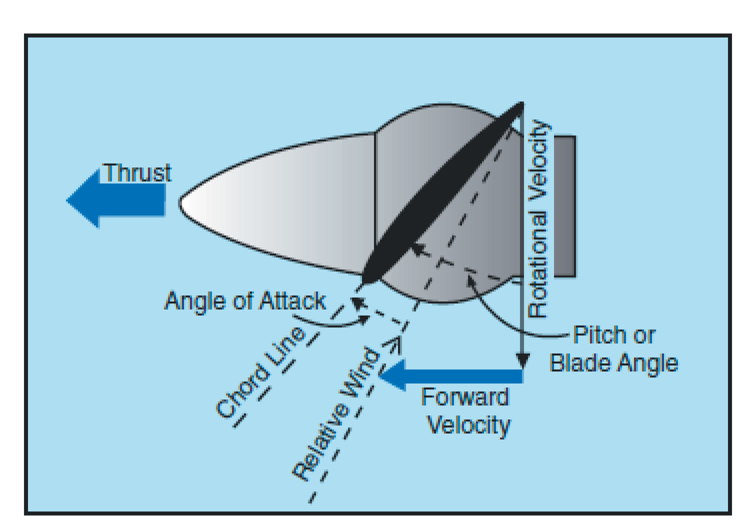


Figure 3-27. Propeller blade angle.

螺旋桨的螺旋可以用英寸指定。指定为 74－48 的螺旋桨是长度 74 英寸，有效螺旋距 48 英寸。英寸单位表示的螺旋距是如果没有滑动的划，螺旋桨在空气中旋转一周螺旋桨推进的距离。

当为新飞机选定固定节距螺旋桨时，制造商通常会选择一个螺旋距使得能够有效的工作在预期的巡航速度。然而，不幸运的是，每一个固定距螺旋桨必须妥协，因为它只能在给定的空速和转速组合才高效。飞行时，飞行员是没这个能力去改变这个组合的。

当飞机在地面静止而发动机工作时，或者在起飞的开始阶段缓慢的移动时，螺旋桨效率是很低的，因为螺旋桨受阻止不能全速前进以达到它的最大效率。这时，每一个螺旋桨叶以一定的迎角在空气中旋转，相对于旋转它所需要的功率大小来说产生的推力较少。

为理解螺旋桨的行为，首先考虑它的运动，它是既旋转又向前的。因此，如图 3－27 中显

示的螺旋桨力向量，螺旋桨叶的每一部分都向下和向前运动。空气冲击螺旋桨叶的角度就是迎角。这个角度引起的空气偏向导致了在螺旋桨发动机侧的气动压力比大气压力大，所以产生了推力。

桨叶的形状叶产生推力，因为它的弯曲就像机翼的外形。所以，空气流过螺旋桨时，一侧的压力就小于另一侧。如机翼中的情形一样，这产生一个向较低压力方向的反作用力。对于机翼，它的上面气压低，升力是向上的。对于螺旋桨，它是垂直安装的，而不是水平的飞机上，压力降低的区域是螺旋桨的前面，这样推力就是朝前的。按照空气动力学的说法，推力是螺旋桨外形和桨叶迎角的结果。

考虑推力的另外一个方法是螺旋桨应对的空气质量方面。这方面，推力等于它的空气质量，螺旋桨引起的滑流速度越大，飞机速度就越小。产生推力所消耗的功率取决于空气团的运动速度。一般来说，推力大约是扭距的 80%，其它 20%消耗在摩擦阻力和滑移上。对于任何旋转速度，螺旋桨吸收的马力平衡力发动机输出的马力。对螺旋桨的任意一周，螺旋桨处理的空气总量依赖于桨叶角，它确定了螺旋桨推动了多少的空气。所以，桨叶角是一个很好的调整螺旋桨负荷的方法来控制发动机转速。

桨叶角也是一个很好的调整螺旋桨迎角的方法。在横速螺旋桨上，对所有发动机和飞机速度，桨叶角必须可调以提供最大效率迎角。螺旋桨和机翼的升力－阻力曲线，表明最大效率迎角是一个小的值，从 2 到 4 度变化的正值。实际桨叶角必须维持这个随飞机前进速度而变化的小迎角。
为一周旋转和前进速度的效率最好而设计了固定节距和地面可调节(ground-adjustable)螺旋桨。这些螺旋桨设计用于特定的飞机和发动机配合。螺旋桨可以在起飞，爬升和巡航或高速巡航时提供最大螺旋桨效率。这些条件的任何改变将会导致螺旋桨和发动机效率的降低。由于任何机械的效率是有用的输出功率和实际输出功率的比值，那么螺旋桨效率就是推力功率和制动功率的比值。螺旋桨的效率范围一般是 50%到 87%，和螺旋桨的滑距(Slip)有关。

螺旋桨滑距是螺旋桨的几何节距和有效节距之间的差值。如图 3-28，几何节距是螺旋桨旋转一周应该前进的理论距离；有效节距是螺旋桨旋转一周的实际前进距离。因此，几何的或者理论的节距是基于没有滑动的，但是实际的或者有效的节距包含了螺旋桨在空气中的滑动。

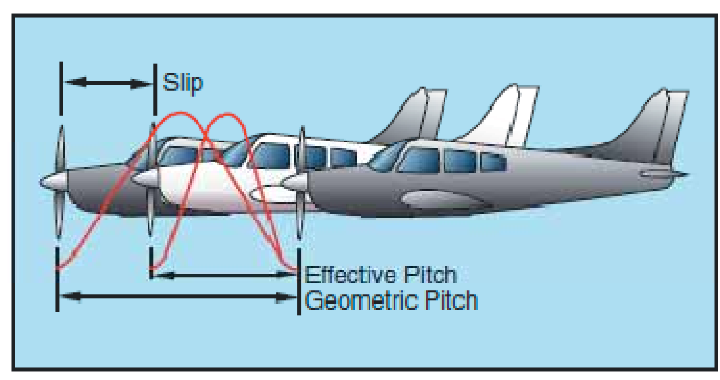


Figure 3-28. Propeller slippage.

螺旋桨扭曲的原因是螺旋桨叶的外面部分切向速度比中心部分快。如图 3-29，如果桨叶在全部长度上的几何节距相同，在巡航速度上靠近螺旋桨中心的部分会有负迎角而螺旋桨尖部将会失速。在桨叶几何节距范围内的扭曲或者变形让巡航飞行时螺旋桨叶在它的长度上保持

相对恒定的迎角工作。换句话说，就是螺旋桨叶的扭曲对应于螺旋桨叶长度上不同速度的部分有合适的迎角，这样就能够让推力在螺旋桨叶长度上的分布相对均衡。

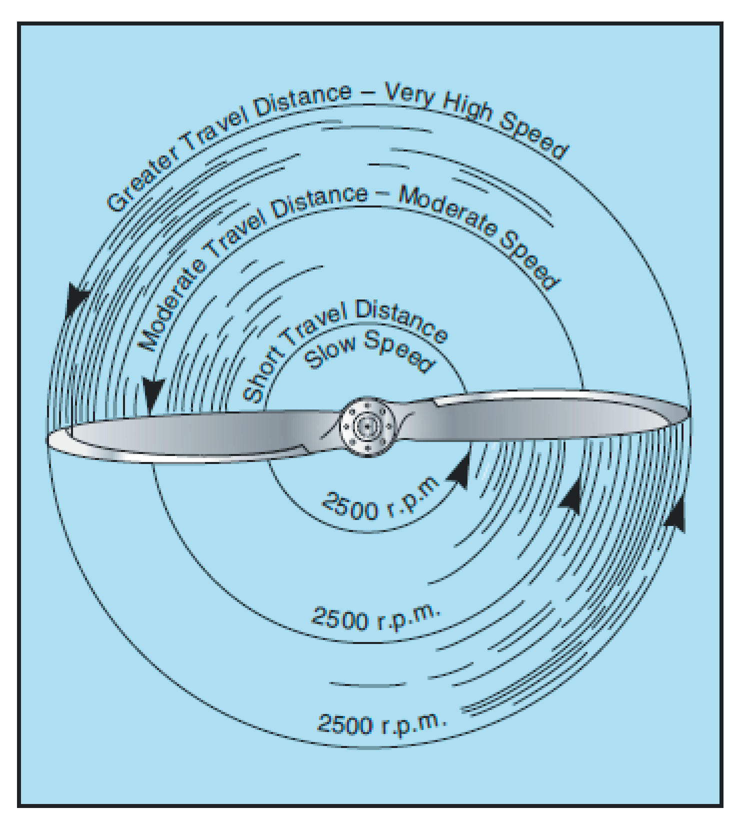


Figure 3-29. Propeller tips travel faster than hubs.

通常 1 度到 4 度能够提供最有效的升力/阻力比，但是固定节距螺旋桨的飞行时迎角可变范围可以从 0 度到 15 度。这个变化是由于相对气流的变化进而导致飞机速度的变化。简而言之，螺旋桨迎角是两个运动的结果：螺旋桨沿其轴的转动和它的前进运动。

然而恒速螺旋桨会在飞行中遇到的大多数情况下自动调节它的桨叶角保持在最大效率。在起飞时，此时要求最大功率和推力，恒速螺旋桨处于低螺旋桨叶角或节距。低桨叶角时迎角小，能够保持和相对风的效率。同时，它使得螺旋桨旋转一周推动的空气质量更小。这样的轻载荷让发动机旋转高转速，能够在一定时间内把最大量的燃油转换成热能。高转速也产生了最大的推力；因为，尽管每旋转一周推动的空气质量变小了，但是每分钟的旋转次数大大增加了，推动的气流运动速度变高了，在飞机低速时，推力是最大的。

升空后，随着飞机速度的增加，恒速螺旋桨自动改变到更高的迎角（或节距）。较高的桨叶角再次保持小迎角且对相对风保持较好的效率。较高的桨叶角增加了每周旋转推动的空气质量。这降低了发动机的转速，减少了燃油消耗和发动机磨损，且保持推力在最大。

在起飞后，可控螺旋桨节距的飞机建立了稳定爬升，飞行员把发动机的输出功率降低到爬升功率，方法是首先降低进气压力然后降低桨叶角来降低转速。

在巡航高度，当飞机处于水平飞行时，需要的功率比起飞和爬升时更低，飞行员再次通过降低进气压力的方法降低发动机功率和增加桨叶角来降低转速。再次的，这提供了扭矩要求以匹配降低的发动机功率；因为，尽管螺旋桨每转处理的空气质量更大了，更多的是通过降低

气流速度和增加空速来弥补的。迎角仍然小，因为桨叶角已经随空速的增加而增加。

扭矩和 P 因子

对于飞行员来说，"扭矩"(飞机的向左旋转趋势)是由四个因素构成的，它们导致或者产生至少围绕飞机三个轴向之一的扭曲或者旋转运动。这四个因素是：

1. 来自发动机或者螺旋桨的扭矩反作用
2. 螺旋桨气流的螺旋运动效应
3. 螺旋桨的回转作用(陀螺效应)
4. 螺旋桨的非对称负载(P 因子)

扭矩反作用力

扭矩反作用力涉及到牛顿第三物理定律-对于任何作用力，有一个方向相反但是大小相同的反作用力。应用到飞机上，这就是说内部的发动机部件或者螺旋桨朝一个方向旋转，那么另一个方向相反的大小相等的力试图把飞机朝相反方向旋转。如图 3-30

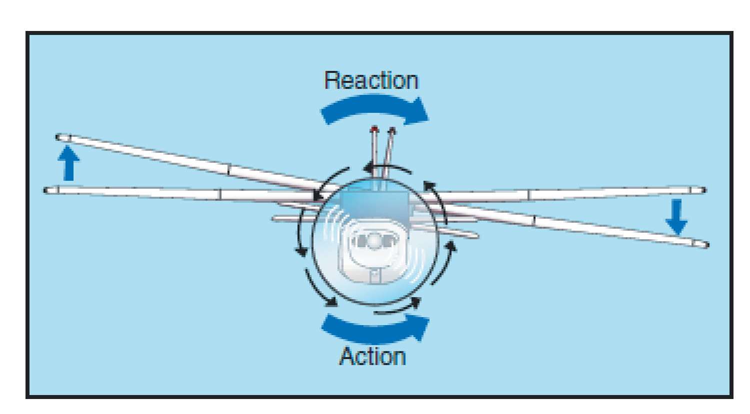


Figure 3-30. Torque reaction.

当飞机在空中飞行时，这个力绕飞机纵轴作用，有让飞机旋转的趋势。为了补偿这个力，一些旧的飞机用一种不好的方式在被强制下降的机翼一侧产生更多的升力。更加现代的飞机的设计是发动机偏移来抵消扭矩的效应。

说明：大多数美国制造的飞机发动机推动螺旋桨旋转从飞行员座位上看是顺时针的。这里讨论的就是指这种发动机。

一般的，补偿因子是永久设定好的，在巡航速度上补偿这个力，因为大多数飞机的工作升力就是在这个速度上。但是，副翼配平片可以在其它速度上进一步调节。

起飞旋转期间飞机的轮子在地面上，扭矩反作用力引起一个额外的绕飞机垂直轴的旋转运动。当飞机的左侧因为扭矩反作用力作用而被强制向下时，左侧的主起落架承受更多的重量。这导致左侧论坛的地面摩擦力或者阻力比右侧更多，这样进一步导致了左转弯运动。这个运动的强度依赖于很多变量。一部分变量是：

1. 发动机尺寸和马力
2. 螺旋桨尺寸和转速

3.　飞机大小（长度，高度，宽度）
4.　地面条件
这个起飞阶段的偏航运动是通过飞行员正确的使用方向舵或者方向舵配平而纠正的。

螺旋状气流效应

飞机螺旋桨的高速旋转使螺旋桨引起的气流做螺旋状旋转。在螺旋桨高速转动和低速前进时(如起飞和近进)，这个螺旋型旋转的气流非常强劲，在飞机的垂直尾翼面上施加一个强的侧面力。如图 3-31

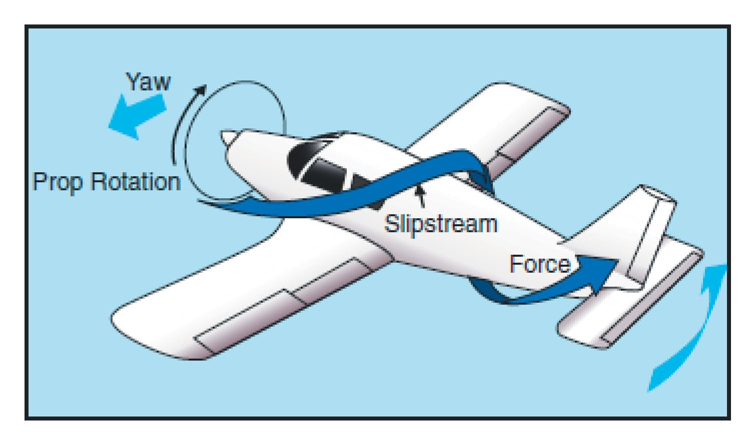


Figure 3-31. Corkscrewing slipstream.

当这个螺旋状气流冲击垂直翼面的左侧时，它导致飞机绕垂直轴的左转弯运动。螺旋气流越强，这个力就越明显。然而，随前进速度的增加，这个螺旋气流变长，效应也变弱。

螺旋桨引起的螺旋状气流也会导致绕纵轴的滚转运动。

注意到这个由于螺旋气流引起的滚转运动是向右的，而扭矩反作用力引起的旋转是向左的，效果上说是互相抵消的。但是这些力变化非常大，它是由飞行员随时使用飞行控制来适当的纠正的。这些力必须是抵消的，不管哪一个力是否显著。

陀螺效应

在理解螺旋桨的陀螺效应之前，理解基本的陀螺运动原理是必要的。

陀螺仪的所有实际应用都基于陀螺效应的两个基本属性：在空间和进动上的刚度。这里要讨论的就是进动。

进动是一个自旋转子受到作用于轮缘的扰动力的合成作用，或者扰动。从图 3-32 可以看到，当作用一个力之后，合成力在旋转方向前面 90 度位置生效。

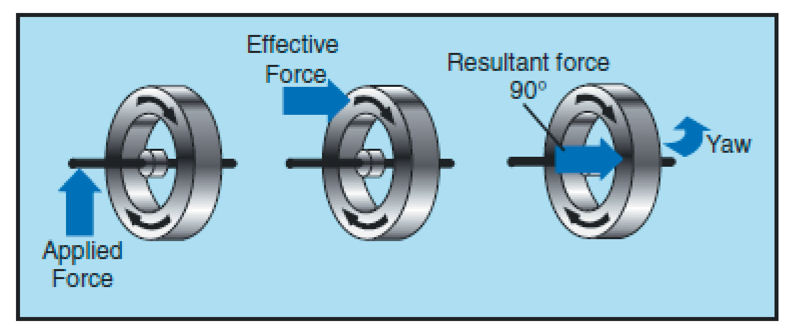


Figure 3-32. Gyroscopic precession.

飞机旋转的螺旋桨是一个很好的陀螺装置，这样它也有类似属性。任何时刻施加一个扰动螺旋桨旋转面的力，合成力位于旋转方向的前面 90 度未知，方向和施加的力是一样的，将导致一个俯仰运动或者偏航运动，或者两种运动的合成，具体依赖于力的作用点。

扭矩效应的这个因素总是和后三点式飞机有关系，也更明显，在尾轮抬起后的飞机起飞摇摆过程中最常发生。如图 3-33。

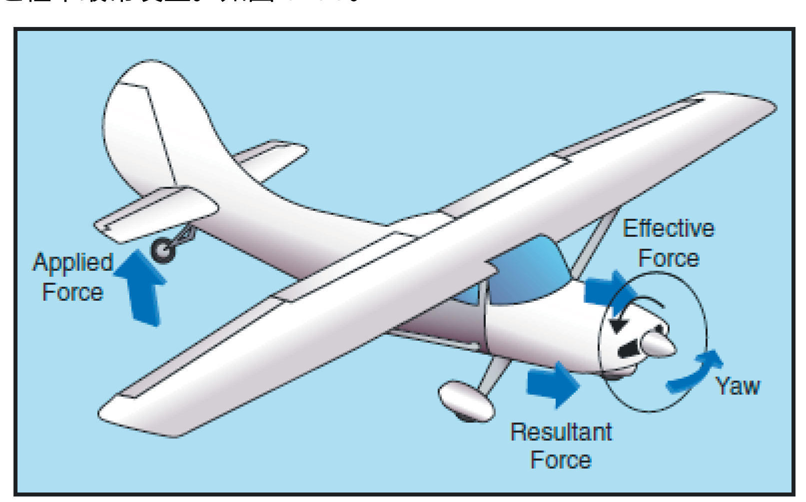


Figure 3-33. Raising tail produces gyroscopic precession.

俯仰角的变化和在螺旋桨飞机的旋转顶部施加一个力有相同的效应。合成力在垂直轴的 90 度位置发生作用，导致飞机向左的偏航运动。这个运动的程度取决于很多变量，其中之一是尾轮抬升后的急转。然而，当一个力作用到转动的螺旋桨的边缘的任何一点，进动或者陀螺效应总会发生 ;合成力将仍然是在旋转方向上偏离作用点 90 度的位置。根据力的作用位置，会导致飞机左偏航或者右偏航，上仰或者俯冲，或者是俯仰和偏航的结合。

陀螺效应的结果可以这样说，任何绕垂直轴的偏航导致俯仰运动，任何绕横轴的俯仰导致偏航运动。

为纠正陀螺效应的影响，飞行员有必要适当的使用升降舵和方向舵来防止不必要的俯仰和偏航运动。

不对称载荷(P 因子)

当飞机以大迎角飞行时，向下运动的桨叶受力比向上运动的桨叶大 ;这样推力中心就移动到了螺旋桨旋转面的右侧-导致绕垂直轴的向左偏航运动。那个解释是正确的，然而，要证明

这种现象，必定产生每一个桨叶上的有效风向量问题，在考虑飞机迎角和每个桨叶的迎角双重因素时显得更为棘手。

这个不对称载荷是由合成速度引起的，合成速度是螺旋桨叶在它的旋转面内的速度和空气水平的通过螺旋桨旋转面的通过速度合成得来的。飞机以正的迎角飞行时，从后面看右侧或者下降运动的桨叶通过区域的合成速度比左侧向上运动的桨叶合成速度大。由于螺旋桨叶是一种翼面，增加的速度意味着升力增加。因此，向下运动的桨叶有更多的"升力"(相当于机翼的升力，这里对于螺旋桨就是螺旋桨产生的推力)趋向于把飞机头向左拉。

简而言之，当飞机以大迎角飞行时，向下运动的桨叶有更大的合成速度；因此比向上运动的桨叶产生了更多的推力。如图 3-34.如果螺旋桨轴是垂直于地面安装的话（就像直升机）这会更容易看到。

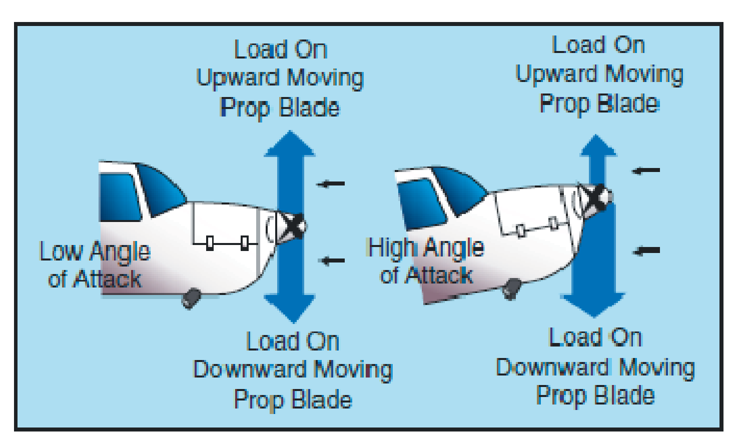


Figure 3-34. Asymmetrical loading of propeller (P-factor).

如果根本就没有空气运动，除由螺旋桨本身产生的风之外，每个桨叶的相同部分应该由相同的速度。但是，当空气水平地通过这个垂直安装的螺旋桨时，朝气流前进的桨叶会比背离气流运动的桨叶有更大的空速(桨叶相对空气的速度)。这样，朝向水平气流旋转的桨叶将产生更多升力，或者推力，把推力中心朝那些桨叶方向移动。设想旋转垂直安装轴的螺旋桨来使降低相对气流的角度（就像在飞机上)。这个不平衡的推力然后成比例的变小，直到达到零，这时螺旋桨轴恰好相对移动的空气是水平的。

扭矩效应四因素中的每一个数值都随飞行状态变化而变化。在飞行的一个阶段，这些因素中的一个可能比其它的更突出；反之，在另一阶段可能另外的因素更为主要，这些值之间的关系会随不同飞机而变化，依赖于机身，发动机和螺旋桨组合以及其它设计特征。

为在所有飞行条件下保持飞机的正确控制，飞行员必须应用必要的飞行控制来补偿这些变化的值。

载荷因子

前面的部分只简要的考虑了一些飞行原理的实际要点。要成为一个飞行员，飞行动力科学方面的详细技术课程是不必要的。但是，就对乘客的安全负责来说，胜任的飞行员必须有基础牢固的飞机受力概念，有利的使用这些力，以及特定飞机的操作限制。任何施加在飞机上使飞机从直线飞行偏斜的力都会在结构上产生一个应力；这个力的大小用术语叫"载荷因子"。

载荷因子是飞行时的作用于飞机的全部负荷和飞机总重量之比值。例如，载荷因子 3 意思是作用于飞机结构上的全部载荷是飞机总重量的三倍。载荷因子通常表达为术语”G”，也就是说载荷因子 3 可以说成 3G，或者载荷因子 4 可以说成 4G.。

注意到一个有趣的现象是当一个飞机从俯冲拉起且载荷因子为 3G 时，飞行员将受到 3 倍于其体重的向下的压力。因此，在任何机动中载荷因子的大小可以通过考虑飞行员座椅受压的程度来获得。由于现代飞机的操作速度大大的增加了，这个影响已经变得非常明确，是所有飞机结构设计中的主要考虑之一。

所有飞机的结构设计都预期只能承受一个确定大小的过载，载荷因子知识是所有飞行员必备的。载荷因子对于飞行员来说重要，是因为两个不同的原因：
1. 由于明显的危险过载，飞行员对飞机结构施加影响是合理的。
2. 因为增加的载荷因子增加了失速速度，使得在看起来安全的飞行速度上有失速的可能。

飞机设计中的载荷因子

要回答一个飞机需要多结识这样的问题，答案很大程度上受飞机的受限用途确定的。这是一个困难的问题，因为最大可能的载荷在有效的设计中可以非常高。任何飞行员都可以来一次真实的硬着陆，或者从俯冲中来一次非常陡的拉起，这会产生不正常的载荷。然而，制造的飞机要能快速的起飞，缓慢的着陆，还能携带相当的货物，那么如此极端的不正常载荷必须被适当的削除。

飞机设计中的载荷因子问题就归纳为确定不同运行条件下正常操作所能期望的最大载荷因子。这些载荷因子称为"极限载荷因子”。由于安全原因，要求飞机设计成承受这些载荷的时候不会有任何结构损坏。尽管联邦管制条例要求飞机结构能够支持 1 到 1.5 倍极限载荷因子而不会失效，但是还是接受了这样的情况：飞机的部分可能在这些极限负载下弯曲或者扭曲，可能发生某些结构损坏。

1.5 这个值称为"安全因子”，是为高于正常和合理操作条件下的载荷提供一定程度的余量。但是，这个预留强度不是飞行员可以蓄意滥用的；而是为了遇到以外情况时的保护。

上述考虑适用于所有负荷状态，无论是由于阵风，机动或者着落。鏍风载荷因子要求和那些存在多年的其它要求实际上一样生效。成千上万的运行小时已经证明它们足够安全。由于飞行员对鏍风载荷因子的控制很小（除遇到颠簸气流而降低飞机速度外），鏍风载荷要求对大多数通用航空型飞机实际上是相同的，而不管它们的操作用途。一般的，鏍风载荷因子控制严格的用于非特技飞行的飞机设计。

还有完全不同情况存在于有机动载荷因子的飞机设计中。有必要单独讨论这个问题，分为 1）根据分类系统而设计的飞机(如普通的，通用的，特技的)，2）旧时设计的飞机，它们在建造时没有运行分类。

根据分类系统设计的飞机很容易从驾驶舱的标牌识别出来，标牌说明了飞机认证为哪种运行分类。最大安全载荷因子(极限载荷因子)对不同分类的飞机指定为如下：

分类	极限载荷
普通	3.8-1.52
通用(轻微特技，包括旋转)	4.4-1.76
特技	6.0-3.0

普通的意思是不超过 4000 磅的飞机，极限载荷因子降低了。上述给出的极限载荷还要加上 50%的安全因子。

飞行机动越激烈，载荷因子就会增加。为飞机获得最大的通用性而提供了分类系统(Category system)。如果只打算进行正常操作，那么需要的载荷因子会更小，如果飞机用于训练或者特技机动，那么飞机就要承受较高的机动载荷。

那些没有分类标牌的飞机是在较早以前的工程要求条件下制造的，没有对飞行员指定特别的操作限制。对于这种类型的飞机(重量达到 4000 磅),要求的强度可以和今天的通用类飞机必将，允许进行相同类型的操作。对于超过 4000 磅的这类飞机，载荷因子随重量降低，所以这些飞机应该可以和根据飞行系统设计的普通类飞机比较，对飞机的操作也要和普通类适应。

急转弯时的载荷因子

在任何飞机的高度恒定协调转弯中，载荷因子是两个力的合成：离心力和重力。如图 3-35. 对于任何给定的倾斜角，转弯速度(这里是指转弯角速度)随空速变化；空速越高，那么转弯率也就越低。这个由于额外的离心力的补偿让载荷因子保持不变。

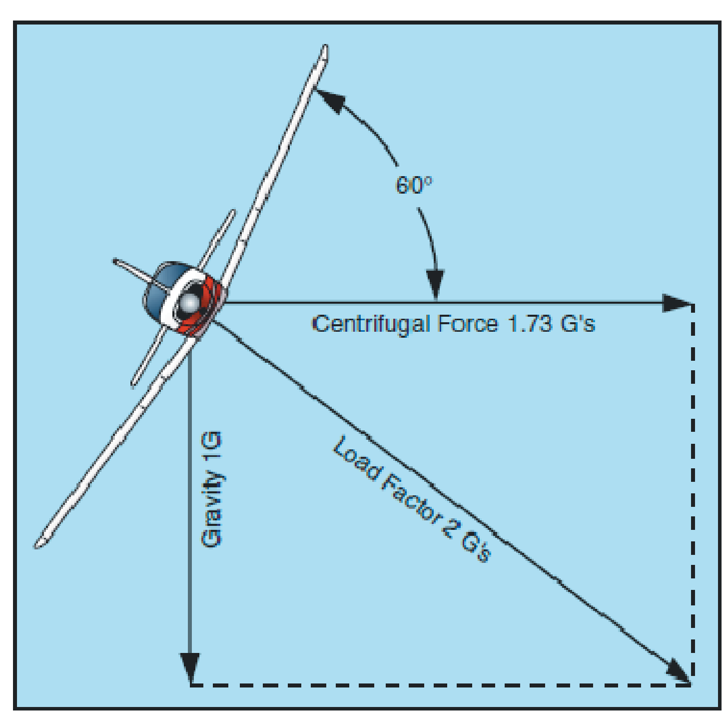


Figure 3-35. Two forces cause load factor during turns.

图 3-36 揭示了一个重要的转弯事实，载荷因子在倾斜角达到 45 度或者 50 度之后开始急速增加。对于任何飞机在 60 度倾斜角时载荷因子为 2G。在 80 度倾斜角时载荷因子是

5.76G。如果要维持高度，机翼必须产生等于这些载荷因子的力。

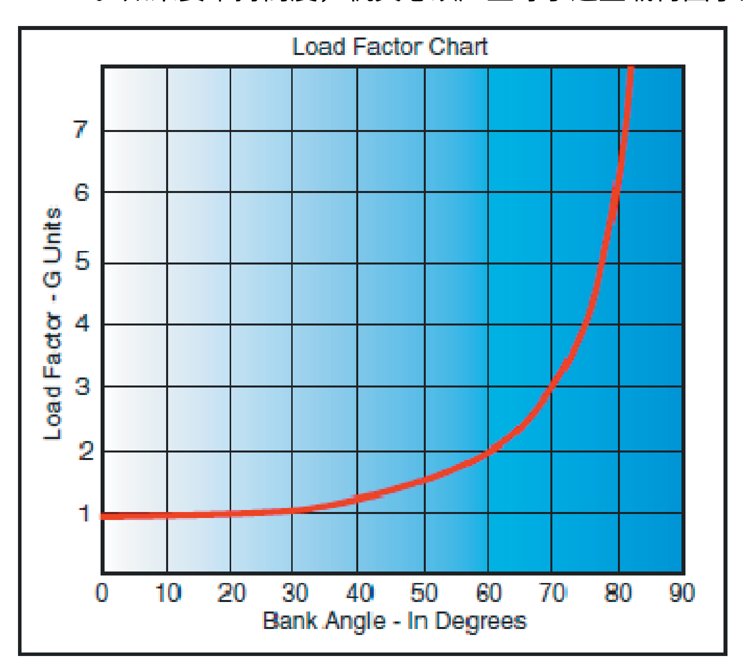


Figure 3-36. Angle of bank changes load factor.

应该注意到接近 90 度倾斜角时载荷因子的增加是多么的快，它几乎达到了无穷大。90 度的倾斜且恒定高度的转弯从理论上说是不可能的。确实，飞机可以倾斜 90 度，但是不是处于协调转弯中；可以保持 90 度侧滑转弯的飞机能够侧身竖直飞行。载荷因子会超过 6G 极限值，这是一个特技飞机的极限载荷因子。

对于一个协调的恒定高度转弯，一般通用航空飞机的近似最大倾斜角为 60 度。这个倾斜角和它的有效必要功率设置达到了这类飞机的极限。再增加 10 度倾斜的话，载荷因子大约增加 1G，就接近这类飞机确立的屈服点。如图 3-36

载荷因子和失速速度

任何介于结构限制内的飞机，可能以任何空速失速。当达到足够大的迎角时，流过机翼的平滑气流就会被打破而分散，导致飞行特性的急剧变化，突然失去升力，这就引起了失速。

对这个效应的研究显示飞机的失速速度随载荷因子的 2 次方根成比例增加。这意味着正常未加速失速速度为 50 节的飞机可以在载荷因子达到 4G 时以 100 节速度失速。如果这个飞机可以承受载荷因子 9 的话，那么它可以在 150 节时失速。因此，胜任的飞行员应该知道下列事项：

- 飞机由于增加载荷因子，增加了不注意失速的危险，比如在急转弯或者螺旋时
- 在超过飞机的设计机动速度以上进行有意失速，会引起巨大的载荷因子

参考图 3-36 和 3-27，在急转弯中飞机只要超过 72 度倾斜，产生的载荷因子就达到 3G，而失速速度明显的增加了。如果正常未加速失速速度是 45 节的飞机来转弯，空速必须保持不低于 75 节以防产生失速。一个类似的效应是在快速拉起时遇到，或者在任何产生超过 1G 载荷因子的机动中。这是突然的，意外的失控导致的事故原因，特别在急转弯时，或者在接近地面时生硬的使用升降舵。

由于载荷因子的平方和失速速度的二倍成正比，你会了解到巨大的载荷通过让相对高速的飞机失速来影响飞机的结构。

Figure 3-37. Load factor changes stall speed.

一架飞机可以安全失速的最大速度在所有新设计中都已经确定。这个速度称为"设计机动速度 Va"，要求在所有最新设计的飞机的飞行员操作手册和 FAA 批准的飞机飞行手册中都要输入设个值。对于较旧的通用航空飞机，这个速度大约是正常失速速度的 1.7 倍。因此，一架正常失速速度 60 节的旧飞机必须从不要在 102 节以上失速(60 节×1.7=102 节)。正常失速速度 60 节的飞机在 102 节速度失速时将达到载荷因子 2.89G(1.7×1.7)。(以上数字只是近似的指导，而不是任何一组问题的确切答案，设计机动速度应该根据制造商提供的具体飞机的操作限制来确定)。

因为控制系统中的杠杆作用随不同飞机而变化，一些类型飞机使用平衡式控制面，而其它的不使用，飞行员施加于控制上的压力不能被认为是不同飞机产生的载荷因子的指数。在大多数情况下，载荷因子可以通过经验丰富的飞行员对座椅压力的感觉来判断。也可以使用一种称为加速度计的仪表来测量，但是由于这种仪表一般不安装在通用航空教练机上，根据身体感觉来判断载荷因子的能力培养是非常重要的。以上概要的原理知识是培养评估载荷因子能力的基础。

对不同倾斜角度的载荷因子和设计机动速度(Va)方面的透彻理解将帮助你避免两种最严重类型的事故：

1. 急转弯导致的失速或者接近地面时过分机动导致的失速
2. 特技飞行时的结构性失效或者失控导致的猛烈机动

载荷因子和飞行机动

所有飞行机动都有临界载荷因子，除了不加速的直线飞行，它的载荷因子总是 1G。本部分考虑的特定机动会引起较高的载荷因子。

转弯

载荷因子的增加是所有倾斜转弯的一个特性。如载荷因子章节的急转弯方面所述，特别是图 3-36 和 3-37，载荷因子对飞行性能和机翼结构上的载荷都变得意义重大，特别是倾斜角增加超过 45 度时。

一般轻型飞机的临界因子的倾斜角为 70 度到 75 度，失速速度在倾斜约 63 度时近似增加一半。

失速

从平直飞行或者未加速的直线爬升中进入的正常失速产生的额外载荷因子将不会超过平直飞行时的 1G。然而，当失速发生时，这个载荷因子可能降低到 0，此时好像一切都没有重量；飞行员有一种自由的漂浮在空中的感觉。向前推升降舵，负载荷因子，将会导致机翼上向下的力，而飞行员有被从座位拉起来的感觉。

在失速恢复后的拉起过程中，有时会产生明显的载荷因子。在过分俯冲(进而空速很高)和生硬拉平到平飞期间载荷因子可能不注意的进一步增加。一件事通常又导致另一件事，这样载荷因子一直增加。在高速俯冲速度下生硬拉起会给飞机结构施加临界载荷，由于迎角持续增加进而产生再生的或者二次失速。

作为一般法则，通过俯冲从失速改出到巡航或者设计机动速度，只要速度安全的高于失速速度就要逐步拉起,这时引起的载荷因子不会超过 2 到 2.5G。永不应该产生较高的载荷因子，除非拉起已经影响飞机机头接近或者超过竖直姿态，又或者在极低高度以避免俯冲到地面。
旋转

因为稳定的螺旋除了旋转之外，其它因素都和失速没有本质不同，适用于失速改出的载荷因子考虑也适用于这里。由于旋转恢复通常受比普通失速中机头更低的影响，空速会更高，进而载荷因子也就更大。在正确的旋转改出中，载荷因子经常大约是 2.5G。

螺旋期间的载荷因子随每个飞机的旋转特性而变化，但是通常稍微高于平飞时的 1G。这样的原因有两个：

1. 螺旋的空速非常低，通常比未加速失速速度低 2 节
2. 飞机处于螺旋时是绕自己的枢轴旋转，而不是转弯

高速失速

普通轻型飞机不能承受和高速失速共有的载荷因子的重复作用。这些机动所需要的载荷因子在机翼和尾部结构上产生应力，而在大多数轻型飞机上没有留有合理的安全余量。

在高于正常失速的一个空速上诱导这个失速的唯一方法可以是过度的拉升降舵控制，这伴随着施加额外的载荷因子。1.7 倍失速速度(失速速度为 60 节的轻型飞机以 102 节飞行)的空

速将产生 3G 的载荷因子。进一步，在轻型飞机上只允许很有限的差错余量用于特技动作。为证明载荷因子随空速增加多快,同一飞机的 112 节的高速失速产生的载荷因子达到 4G。

急跃升和矮 8 字

在这些机动如浅俯冲，急俯冲或者拉起中考虑载荷因子，给出定理的说明是困难的。得到的载荷因子和俯冲以及拉起的快慢直接相关。

一般的，机动执行的越好，产生的载荷因子就越不容易达到极值。在急跃升和矮 8 字这种机动中，拉起会产生大于 2G 的载荷因子，不会导致高度的极大增加，且对于低功率的飞机可能导致高度的净损失。

有适中的载荷因子，尽最大可能的平滑拉起，那么急跃升可以获得最大的高度增加，对于急跃升和矮 8 字都能获得较好的总体性能。此外，可以注意到这些机动的推荐进入速度一般的都接近制造商的设计机动速度,因此就可以在不超出载荷极限的情况下最大化载荷因子的利用。

扰动气流

所有认证的飞机都设计成能够承受相当强度的颿风引起的载荷。颿风载荷因子随空速增加而增加，用于设计目的的强度相当于最好级别的飞行速度。在极端的扰动气流中，如在雷暴雨或者锋面条件下，降低到设计机动速度是明智的。如果不进行速度控制，颿风可能产生超出载荷极限的载荷。

现在大多数飞机飞行手册包含了扰流空气穿透信息。现代飞机-(很大的速度和高度运行范围)-的操作员在舒适性和安全性方面都受益于这个增加的特征。关于这一点，最大的"永不超过"标牌俯冲速度仅是根据平稳空气而确定的。永远不要在颿风或者紊流空气中实践超出已知机动速度的高速俯冲或者特技速度。

总之，必须 记住，有意的特技，从俯冲中生硬的拉起，高速失速，和紊流中的高速飞行产生的载荷因子都会给飞机的整个结构施加额外的应力。

作用于飞机结构的应力会对飞机的任何部分施加力。对于那些无知的人有一种倾向，它们认为载荷因子在效果方面只作用于翼梁和支柱。由于过量载荷导致的大多数结构化失效涉及翼肋结构，包括机翼的前缘和后缘以及尾翼部分。编织物蒙皮飞机的关键区域是机翼上表面翼弦的大约三分之一之后。

这种载荷通过长期的积累效应可能会松开或者削弱重大部件，以致于实际的故障会延后发生，而当时飞机正以正常的方式被操作。

VG 图表

飞机的飞行运行强度用一个图来表示，它的水平刻度是基于载荷因子的。如图 3-38.这个图称为 VG 图，速度-载荷因子关系图。每一个飞机都有它自己的 VG 图，它在特定重量和高速下有效。

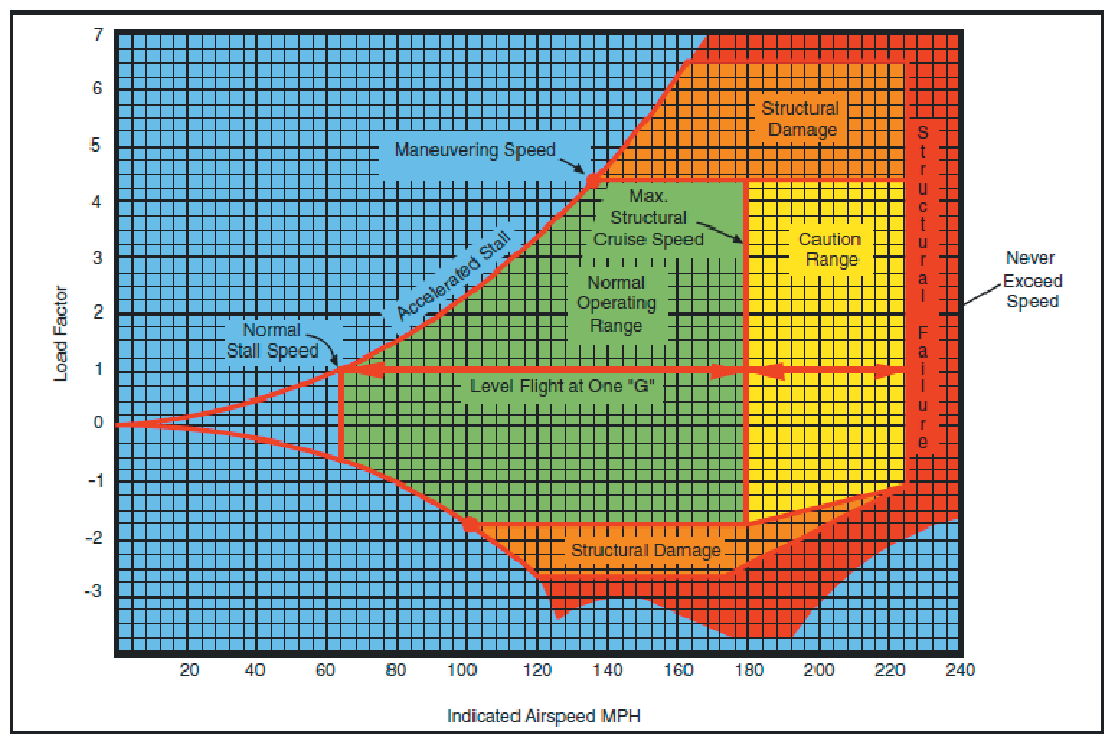


Figure 3-38. Typical Vg diagram.

VG 图上最首要的曲线就是最大升力曲线。示例的飞机在 62mph（英里/小时）的时候可以达到不超过 1G 载荷因子，这是机翼水平失速速度。由于最大载荷因子随空速的平方成正比，最大的正的升力在 92mph 的时候达到载荷因子达到 2G，112mph 的时候达到 3G，137mph 时达到 4.4G，等等。任何在这条曲线以上的载荷因子从空气动力学上是得不到的；也就是这个 VG 图的飞机不能在最大升力曲线之上飞行，因为会失速。本质上相同情况出现在负升力飞行时，但是有个例外，那就是产生给定的负载荷因子所需要的速度比产生相同的正载荷因子的速度要高。

例如，上图可以看到在 62mph 的时候产生的载荷因子约 1G，而对应于-1G 载荷因子，速度大约为 80mph。

如果这架飞机飞行的正载荷因子超过正极限载荷因子 4.4 的话，将可能导致结构化损坏。当飞机在这个区域操作时，将会发生要不得的主结构剩余形变，也会产生高速疲劳损伤。在正常操作中必须避免在超过极限载荷运行。

在 VG 图上还有重要的另外两点。第一，是正极限载荷因子和最大正升力线的交点。这点是空气动力学地达到极限载荷因子的最低空速。任何超过此点的空速将会产生能够损坏飞机的足够强的升力；任何低于此点的空速产生的正升力都不足以导致飞机的过载损坏。这个速度的一般术语叫"机动速度"，原因是亚音速空气动力学的考虑能够预知这种条件下的最小可用

转弯半径。机动速度是个有用的参考点，因为飞机低于这个速度飞行时不会产生破坏性的正的飞行载荷。在机动速度以下，机动和驟风的任何结合都不会产生机翼过载的破坏。

下一个是负极限载荷因子和最大负升力线的交点。任何大于这点的空速，将会产生足以损坏飞机的负升力；任何低于此点的空速产生的负升力都不足以导致飞机的过载损坏。

极限空速(红线速度)是飞机的设计参考点，这张图的飞机受限于 225mph。如果飞机要超过这个极限速度，很多现象会导致结构化损坏和结构化故障。

因此，飞机在飞行时是受限于一套速度和不超过极限速度的载荷因子组合，也不能超过极限载荷因子，也不能超出最大升力性能。飞机必须在这个包络线内运行，这样才能够避免结构化损坏，以确保飞机达到预期的使用期限。飞行员必须把 VG 图看作是安全运行条件下的空速和载荷因子的允许组合。任何处于结构包络线之外的机动或者驟风将会导致飞机的结构损坏，它将有效的缩短飞机的使用期限。

重量和平衡

飞行员经常把飞机的重量和配平数据看作是只对工程师，调度员，或者定期/非定期航空运输管理者重要的信息。准着这个思路，可以推理飞机在认证程序中被称重，无论设备的变化或者维修，这个数据是不确定的。进一步的，这个信息被错误的简化为一个行之有效的程序或者叫“经验规则”，例如“如果我有三位乘客，我只可以装载 100 加仑的燃油，4 位乘客的话，那么就只能装载 70 加仑的燃油。”

不可否认的是，这个经验规则在大多数场合是适当的，但是就如这个标题“重量和平衡”暗示的，不只要考虑飞机的重量，还要考虑它的重心(CG)的位置。重心的重要性在稳定性，可控性和性能方面的讨论中应该已经很明显。如果所有飞行员理解和认识到重心对飞机的影响，那么就可以从记录中去掉一种类型的事故：“事故的主要原因-飞机的重心超出后面的极限位置和不平衡的载荷分布导致飞机呈不稳定性。飞行员在起飞时失控导致飞机坠毁。”

当深入思考的时候，业经证明的飞机的原因是如此的明显。例如，对飞行员来说如果没有承载全部定额乘员，那么就可以承载额外的燃油来延长航程。此外，禁止承运行李也是不切实际的，只有在处于旋转时它的重量才会对飞机飞行特性产生相反的效果。飞机有重量和配平限制的两个基本原因：

1. 由于重量对飞机的主要结构和它的飞行特性有影响
2. 由于这个重量的位置也对飞行特性有影响，特别是在失速和旋转改出和稳定性中。

重量对飞行性能的影响

一架飞机的起飞/爬升和着陆性能是根据它的最大允许起飞和着陆重量来确定的。较重的总重量会导致较长的起飞滑跑和较慢的爬升，着地速度越快，着陆滑行就越长。即使很小的过载也会使得飞机不能越过障碍物，而这个障碍物在良好的条件下起飞时根本不用认真的考虑。

过载对性能的有害影响不限于起飞和着陆时的直接危险。过载对所有爬升和巡航性能都有相

反的影响，它将导致爬升时的过热，发动机部件的附加磨损，燃油消耗的增加，巡航速度变慢，还缩短了最大航程。

现代飞机制造商为制造的每一架飞机提供重量和平衡数据。通常这个信息可以在 FAA 批准的飞机飞行手册或者飞行员操作手册(AFM/POH)中找到。随着这些年飞机设计和制造技术的进步，已经开发出为确定重量和配平数据的"易读图表"。这些飞机增加的性能和负荷能力要求严格的遵守制造商制定的操作限制。对建议的任何偏差都会导致结构损坏或者甚至是飞机结构的完全失效。即使一架飞机的载荷处于最大重量限制之内，重量的分布也必须使重心处于限制范围以内。前面对航空动力学和载荷因子的简单学习说明了这个预防措施的原因。后面的讨论重量和配平条件重要性的几个原因提供一些背景信息，这些条件对飞机的安全飞行很重要。

飞行员经常完全不知道所飞飞机的重量和配平限制，也不知道这些限制的原因。在一些飞机里，不可能坐满所有座位，或者行李箱不是满的，油箱也不是满的，而且也仍然处于有效的重量和平衡限制内。作为一个例子，在一些流行的四座飞机上，当四个座位坐满还带一些行李的时候，油箱可能不会加满。在一架双座飞机上，如果要打算练习旋转的话，就不允许在座位后面的行李箱装行李。

重量对飞机结构的影响

额外重量对飞机机翼机构的影响是不容易明显看出来的。适航要求规定认证的普通类飞机结构必须足够结识能够承受 3.8G 的载荷因子，以承受机动和骤风导致的动态载荷。意思就是飞机的主结构能够承受 3.8 倍有效总重量而不会发生结构损坏。如果这被认为是载荷因子的表现的话，100 磅过载会引起潜在的结构过载量为 380 磅。在通用类和特技类飞机上相同的考虑更加明显，它们分别要求载荷因子最大为 4.4 和 6.0。

过载导致的结构损坏会引人注目和非常悲惨，但是一般更多的是过载逐渐的影响结构组件，这种形式的影响是难以检测的，而且维修费用昂贵。习惯性过载的最严重后果之一就是过载的影响是积累的，在以后的完全正常操作中可能导致结构损坏。由于过载而作用于结构部件上的应力确信会加速金属疲劳破损的发生。

飞行机动和阵风影响的载荷因子将会加重飞机总重增加的后果。一架能够承受大约 3G 载荷因子的飞机结构，如在从急俯冲改出时，必须要准备为每增加 100 磅重量承受额外的 300 磅重量。在特定的飞机上这就是由额外不必要的 16 加仑燃油引起的。FAA 认证的民用飞机被结构化的分析过，在最大总重的条件下测试过飞行，在标注的速度内飞行过。以超过这个重量的总重飞行也是完全可能的，而且一般性能效率也是很好的。虽然如此，这个事实不应该误导飞行员，因为飞行员可能没有认识到这样的载荷不是为这样的飞机设计的，也不知道飞机的全部或部分结构上产生的载荷大小。

不管飞机是承载乘客还是货物，必须考虑结构。座位，行李舱，以及客舱地板是为特定载荷或者载荷集中设计的。例如，一架轻型飞机行李舱可能由于支撑结构的极限强度而标称载货量为 20 磅，即使飞机不会过载或者在那个位置有更多重量也不会使得重心越限。

重量对飞机稳定性和可控性的影响

过载对飞机的稳定性影响也没有被广泛的认识到。一架飞机载荷正常时，可以观察到它相当稳定和可控，而当过载时会发现有相当不同的飞行特性。尽管重量的分布对稳定性有直接的影响，无论重心的位置在哪里，都可以预料到飞机总重的增加可能会对稳定性有不利的影响。如果总重过重，那么很多认证过的飞机的稳定性完全不能令然满意。

载荷分布的影响

重心的位置对作用于飞机机翼载荷的影响还没有被普遍的认识到，尽管它对爬升和巡航性能非常重要。和一些飞行员的信念相反的是，靠前位置载荷的飞机会较重，从而比重心靠后的同一飞机飞的较慢。

图 3-39 说明了这个原因。对于靠前的载荷，大多数飞机就需要机头上仰配平以维持水平巡航飞行。机头上仰配平导致就需要在机身后面的尾部翼面上产生更大的向下的负载，这增加到机翼载荷上，如果维持高度的话要求机翼产生的总升力也增加。这样就需要机翼有更大的迎角，进而导致阻力增大，接着失速速度变大。

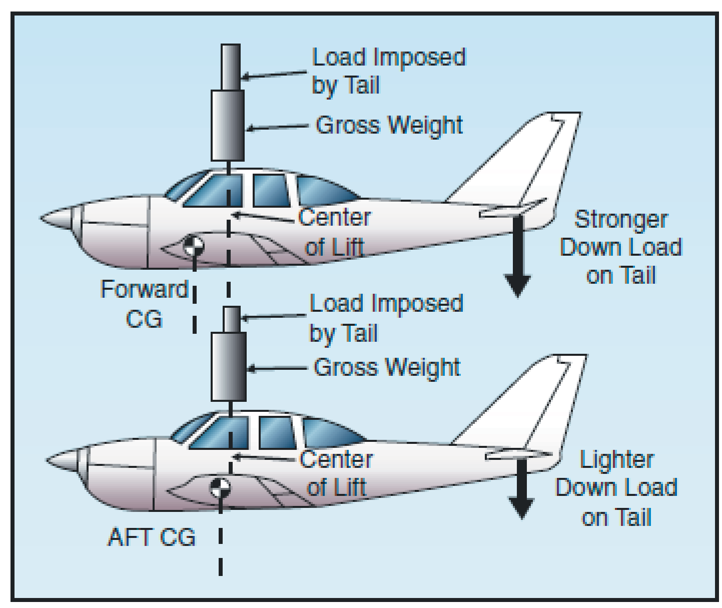


Figure 3-39. Load distribution affects balance.

对应于靠后的负载和机头下沉配平，尾部翼面要承受的向下载荷要少，这样就减轻了机翼上的大部分载荷，以及维持高度所要求的总升力。需要的机翼迎角也相应减小，因此阻力也减小，能够得到更快的巡航速度。理论上来说，巡航飞行中尾部翼面承受适中的载荷能够获得最有效率的总体性能和最快的巡航速度，但是也会导致不稳定性。因此，现代飞机出于稳定性和可控性需要设计成在尾部有向下的负载。

记住，由于来自机翼和机身的下洗流施加于尾部翼面的力的原因，配平片位置为零不一定和“适中配平”相同。

飞机的可用载荷分布效果对飞行特性有重要的影响，即使载荷在重心极限位置和最大允许总

重范围以内。在这些影响中，重要的是对可控性，稳定性和施加于机翼的实际载荷的变化。

一般的，当重心进一步靠后，特别是在慢速飞行时，飞机的可控性变差。一架飞机的重心向后移动 1-2 英寸时，相对于正常螺旋改出尝试，从延长的螺旋中干净利索的改出可能完全失败。

确立一个靠后的重心极限对飞机设计者来说是公共惯例，即在最大值的 1 英寸范围内能够允许从一圈螺旋中正常改出。当认证一架公用类飞机以允许有意的螺旋时，靠后的重心极限通常确定在普通类飞机允许的极限位置之前几英寸的点上。

另一个影响可控性的因素在当前的大飞机设计中正在变得更加重要，即重设备和货物位置的长力臂效应。同一架飞机可以通过集中燃油、乘客和货物靠近设计重心而装载成最大总重位于重心极限位置以内；或者把燃油分散到机翼的两侧，货物分散到机舱的前后。

对于相同的总重和重心，载荷分散时，在紊流中飞行机动或者维持水平飞行将需要更大的控制力。这是真实的，因为大量的燃油和重物所处的位置有长力臂，必须通过控制面的反作用力来克服。当控制条件处于边际时，一架油箱完全在机翼或者翼尖油箱的飞机在侧滚时趋向于反应迟缓，货物装载在过分靠前或者靠后都会对升降舵控制响应变慢。

一架飞机靠后的重心极限很大程度上是出于稳定性考虑而确定的。最初一种类型认证的适航要求指定特定速度下飞行的飞机在确定的几次上下摆动内要能够阻尼机头的垂直偏移。一架飞机的载荷太靠后可能达不到这样的要求。相反地，当机头突然拉起时，可能会发生交替的爬升和俯冲，且随每次上下摆动变的越来越陡峭。这种不稳定性不仅让乘客感到不舒服，甚至在特定条件下也可能让飞机难以操控。

任何飞机的失速改出都随重心靠后而变的更加困难。这对于螺旋改出特别重要，在任何飞机的靠后负载上有一点，这一点可以发生水平螺旋。水平螺旋即离心力作用于正好靠后的重心，这个离心力会把飞机尾部从螺旋轴拉出，使得飞机机头朝下进而改出螺旋成为可能。

一架飞机的载荷装载在后面的重心极限允许位置上时，它的转弯和失速机动的操作以及着陆特性和装载在靠前位置有很大的差别。

前面的重心极限要通过很多考虑来确定。作为一个安全度量，要求配平装置不管是配平片还是可调尾翼能够保持飞机在发动机停车的条件下正常的滑翔。为确保紧急情况时的最小着陆速度，一架常规飞机必须能够完全失速停车着陆。后三点式飞机的载荷使得机头过重而难于滑行，特别是有大风的时候。通过使用刹车，很容易是机头过高，在没有跳动的时候会非常难于着陆，因为在着陆缓慢下降和拉平的时候很容易俯冲。

地面上的操纵困难可能出现在前轮型飞机上，特别是在着陆侧滑和起飞时。

1. 重心位置影响升力和机翼迎角，作用于尾部的力的大小和方向，以及尾翼（为稳定提供适当的平衡力）偏差度。后者是非常重要的，因为它关系到升降舵的控制力。
2. 重心位置靠前时，飞机将会在较高速度上失速。这是因为增加的机翼载荷在较高速度时达到失速迎角。

3. 较大的升降舵控制力通常随靠前的重心而出现，因为平衡飞机所需要的升降舵偏转角度增加了。
4. 重心位置靠后的飞机可以更快的巡航，因为阻力降低了。阻力降低是因为迎角更小，克支持飞机和克服机头向下的配平趋势所需要的升降舵偏差度也更少。
5. 随重心位置后移也使得飞机的稳定性变差。这是因为随着重心位置后移，导致迎角增加。因此机翼对飞机稳定性的影响降低了，而尾部影响仍然稳定。当机翼和尾部在这点达到平衡时，就出现了中性稳定性。重心位置任何进一步后移会导致飞机进入不稳定状态。
6. 靠前的重心位置增加了升降舵的反压力要求。在机头向下的情况下升降舵可能不再能够继续增加配平了。为能够在失速速度以上的范围内控制飞机，需要有足够的升降舵控制。【靠前的重心需要额外的升降舵配平偏转角度，而在如下降等机头向下的姿态中，在机头抬升的拉平动作时，可能偏差度已经被用完了，使得飞机失去俯仰控制。所以这段话是强调要保证升降舵控制的余量，飞机重心位置不能太靠前。】

高速飞行

超音速流和亚音速流

在亚音速空气动力学里，升力理论是基于一个物体上产生的力以及包围这个物体的气流。大约在 260 节速度以下，空气可以被认为是不可压缩的，在一个固定的高度上，即使空气的压力有所变化，但是可以认为它的密度基本恒定。在这个假设条件下，空气就像水一样被分类为一种流体。亚音速空气动力学理论也假设空气的粘度【粘度是流体的一种属性，即流体的一部分阻止另一部分流动的特性】是忽略不计的，把空气看成一种理想的流体。并遵从理想流体空气动力学原理，如连续性，贝努利原理和循环。

实际上，空气是可以压缩的，也有粘度。而在低速的时候这些属性是可以忽略的，特别是压缩特性随着速度的增加而变的重要。当速度接近声速的时候压缩性变得最重要（相对于较低的粘度而言）。在这个速度范围，可压缩性导致飞机周围的空气密度发生变化。

飞行时，机翼通过加速上表面的气流速度来产生升力。这个加速的气流可以而且也能够声速，甚至飞机本身可能处于亚音速飞行。在某些极端的迎角时，对于某些飞机，机翼上表面的气流速度可能是飞机速度的两倍。因此飞机上同时存在超音速和亚音速的气流是完全可能的。当飞机某些位置(如机翼的最大拱形区域)的气流速度达到声速的时候，进一步的加速将导致空气压缩影响的产生，例如形成冲击波(shock wave)，阻力增加，飞机振动，稳定性以及控制困难。亚音速流理论在这个点之上的所有速度是完全无效的。如图 3-40。

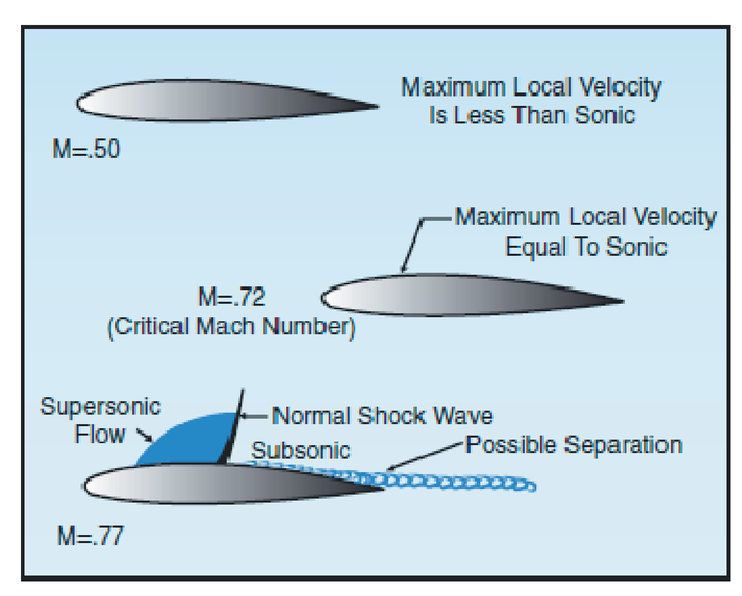


Figure 3-40. Wing airflow.

速度范围

声音速度随温度而变化。在标准的 15 摄氏度温度条件下，海平面的声速是 661 节。在 4 万英尺，那里的温度是-55 摄氏度，声速降低到 574 节。在高速或者高高度飞行时，速度的度量是用"马赫数"这个术语来表示的。马赫数是飞机的真空速和相同大气条件下声音速度的比值。如果飞机以声速飞行，那么它的马赫数为 1.0。飞机速度制定义如下：
亚音速(subsonic)：0.75 马赫以下
跨音速(transonic)：0.75 到 1.20 马赫
超音速(supersonic)：1.20 到 5.00 马赫
高超音速(hypersonic)：5.00 马赫以上

而跨声速和超音速范围通常出现在军用飞机上，民用喷气飞机通常的运行在巡航速度范围 0.78 到 0.9 马赫之间。飞机机翼的任何部分的气流速度第一次达到(但是不超过)1.0 马赫称为飞机的临界马赫数(Mach Crit)。因此，临界马赫数是亚音速飞行和跨音速飞行的边界，也是跨音速飞行中遇到的所有压缩影响的重要参考点。冲击波，振动和气流分离发生在临界马赫数以上。典型的喷气式飞机巡航于或靠近它的临界马赫数时达到最高效率。超出临界马赫数 5%-10%的速度时压缩性影响开始发生。阻力开始快速增加。随阻力的增加同时飞机发生振颤，平衡和稳定性发生变化，控制面的有效性也降低。这叫阻力发散点，是选择高速巡航操作的典型速度。在超出高速巡航的某个点是涡轮动力飞机的最大运行极限速度：Vmo/Mmo。如图 3-41。

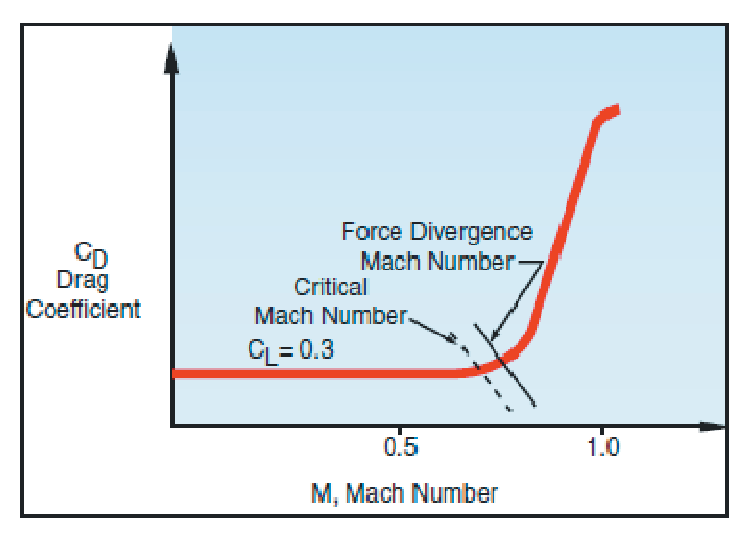


Figure 3-41. Critical Mach.

Vmo 是以节为单位的最大运行速度，这个速度限制空气压力对结构的反作用力，预防飞机颤动。Mmo 是以马赫数表示的最大运行速度。飞机不应该超出这个速度飞行。这样做会遇到压缩性的完全影响的风险，包含可能失控。

马赫数和空速

特定飞机的速度如临界马赫数或者最大运行马赫数发生在一个给定的马赫数。而真空速(TAS)随外部空气温度的变化而变化。因此，对应于特定马赫数的真空速可能有相当的变化(多达 75-100 节)。当一架飞机以恒定马赫数巡航进入一个空气温度较高的区域，真空速和需要的燃油都增加，航程会降低。相反的，当进入较冷温度的区域，真空速和需要的燃油降低，航程增加。

一架运行在高海拔高度的飞机，任何给定马赫数时的指示空速(AIS)随某高度层之上的高度增加而降低。相反情况发生在下降时。通常的，爬升和降落在低高度时是用指示空速来完成的，而在较高高度时是用马赫数完成的。

和运行在低高度时不同，喷气飞机的失速指示空速随高度的增加而明显增加。这是因为一个事实，即真空速随高度而增加。在高的真空速时，空气压缩导致机翼上和皮托管系统中的气流畸变。同时，以最大运行马赫数表示的指示空速随高度而降低。最终，飞机将达到一个高度，在那里真空速和最大运行马赫数之间只有很小差别或者相等。

边界层

空气有粘度，在翼面流动时会遇到阻力。气流的粘度特性会降低翼面上局部的速度，也是蒙皮摩擦阻力的原因。当空气通过机翼表面时，最接近翼面的空气粒子趋于静止。后一层粒子速度减低，但是没有停止。在距离翼面很小但是可以度量的范围内，空气粒子以自由流动速度运动。翼面的气流层由于空气的粘性而速度降低或者停止，这个气流层称为边界层。一架飞机上典型的边界层厚度范围从靠近机翼前缘的几分之英寸小到大飞机末尾的 12 英寸，如波音 747。

有两种不同类型的边界层流：层流和紊流。层流边界层是非常平滑的气流，而紊流边界层包含漩涡和逆流。层流产生的表面摩擦阻力比紊流少，但是稳定性低。翼面上的边界层流开始是平滑的层流。当气流从前缘继续向后，层流边界层的厚度增加。从前缘向后的一段距离开始，平滑的层流开始分散过度成为紊流。从阻力的观点看，让层流到紊流的过渡区尽量朝机翼后面靠是明智的，或者让机翼的很大部分面积处于边界层的层流部分范围内。然而，能量低的层流比紊流更会突然分散。

另一个和粘性气流有关的现象是分离。分离发生在当气流突然从机翼离开时。自然的过程是从层流边界层到紊流边界层，然后再变为气流分离。气流分离产生很大阻力，极大的破坏升力。边界层分离点随着机翼迎角的增加而沿机翼向前移动。如图 3-42

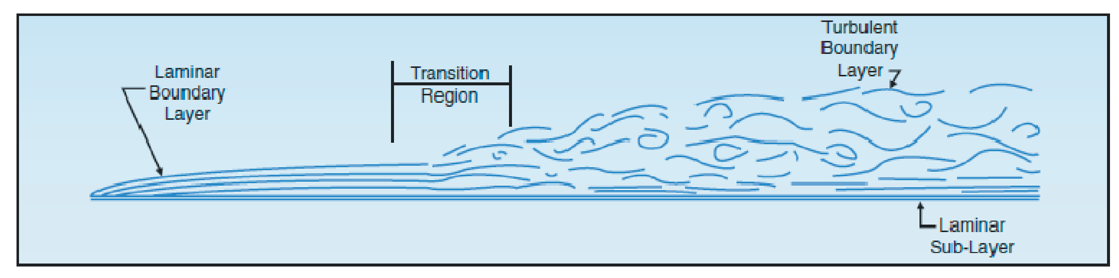


Figure 3-42. Boundary layer.

涡流发生器用于延迟或者避免在跨音速飞行时遇到的冲击波诱导边界层分离。涡流发生器是小的低反弦角比机翼，相对于气流的迎角为 12 度到 15 度。它们通常在副翼或者其它控制面之前距机翼几英寸距离。涡流发生器产生涡流，它把边界层流和靠近翼面之上的高能量气流混合。这就产生较高的表面速度，同时增加了边界层流的能量。因此，要导致气流分离就需要更强烈的冲击波。

冲击波

当飞机飞行在亚音速速度时，飞机前面的空气通过声速传播的压力变化而知道后面有飞机要来。因为这个预告，在飞机到达前空气开始朝两边移动，这样让飞机很容易的通过。当飞机速度达到声速时，飞机前面的空气就不能预告飞机的到来了，因为飞机总是以相同的速度跟随自己的压力波。更合适的说法是，在飞机前面的空气粒子的挤压导致飞机前面气流速度的急剧下降，相应的增加了空气压力和密度。

当飞机速度增加超过声音速度是，受压缩的空气的压力和密度继续增加，飞机前面受压缩的区域持续的扩大范围。在气流中的某一点，空气粒子完全不受扰动，不能提前预知飞机的接近，在紧接着的瞬间，相同的空气粒子被迫承受温度，压力，密度和速度突然剧烈的变化。未受扰动的空气和受压缩的空气区域之间的边界称为冲击或者压缩波。

无论何时方向不变的超音速流降低到亚音速流都会形成相同类型的波，例如当气流在机翼的拱形部分加速到声速，然后在通过最大拱形区域后降低到亚音速。将会在超音速和亚音速范围的边界形成冲击波。

无论何时，形成和气流垂直的冲击波称为正常冲击波，紧随冲击波之后的气流是亚音速的。通过正常冲击波的超音速气流将发生这些变化：

- 气流减速到亚音速
- 紧随冲击波之后的气流方向不变

- 波之后气流的静压和密度大大增加
- 气流的能量(用总压表示，等于动压加静压)大大降低

冲击波结构导致阻力增加。冲击波的主要影响之一就是紧随波之后形成厚的高压力区域。高压区域的不稳定性，和气流通过冲击波时它的速度能量部分的转换成为热量，这是阻力增加的部分因素，但是气流分离引起的阻力要大的多。如果冲击波很强烈边界层可能没有足够的动能来阻止气流分离。在跨音速区域由于冲击波结构和气流分离导致的阻力称为波阻力。当速度超过临界马赫数大约 10%的时候，波阻力急剧增加。这样就需要增加相当大的推力以增加飞行速度来跨越这个点进入超音速区域，这个区域依赖于翼形和迎角，边界层可能再次附着在机翼上。

正常冲击波首先在机翼的上表面形成。然而，随着马赫数的进一步增加，上表面的超音速区域会扩大，在下表面形成另外一个超音速流区域和一个正常冲击波。当飞行速度接近声速时，超音速流的区域继续扩大，冲击波向后移动靠近机翼后缘。如图 3-43。

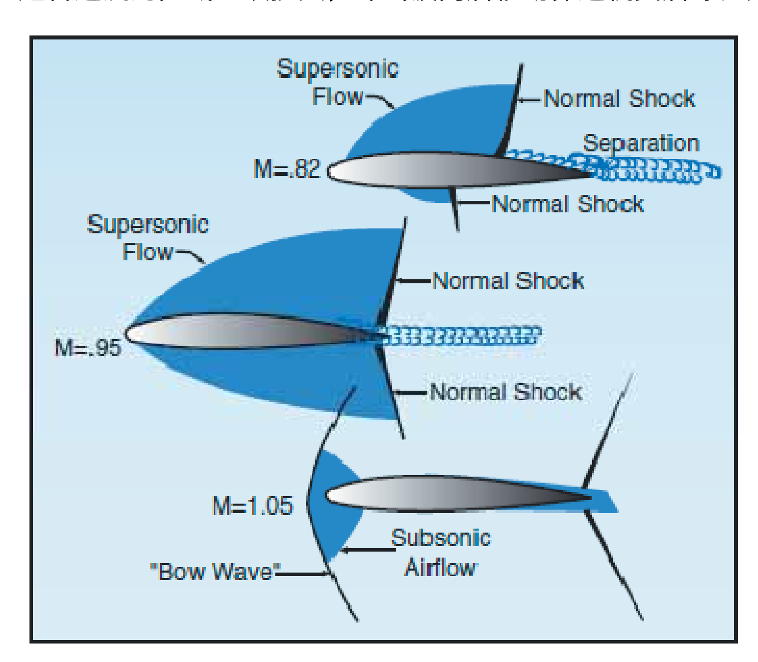


Figure 3-43. Shock waves.

伴随阻力增加出现的是抖振(称为马赫抖振)，配平和稳定性，以及控制力有效性的降低。气流分离导致下洗流的损失和机翼上压力中心的位置变化，进而使升力损失。气流分离在机翼后面产生的湍流尾流使得飞机尾部控制面振动。水平尾翼提供的机头上仰和下俯配平控制和机翼后面的下洗流有关。这样，减弱的下洗流降低了水平尾翼的配平控制有效性。机翼压力中心的运动影响机翼的配平力矩。如果压力中心向后移动，就会产生称为马赫俯冲(Mach tuck)或者突然下俯(tuck under)运动,如果中心向前移动，就会产生机头上仰运动。这是很多涡轮机动力飞机发展 T 形尾翼结构的主要原因，它把水平尾翼面安装的尽可能远离机翼产生的湍流。

后掠角

跨音速飞行的大多数困难都和冲击波诱导的气流分离有关。任何延迟或者减轻冲击波引起的气流分离的方法都会改进气动性能。一个方法是机翼的后掠角。后掠角理论基于一个认识，

即影响压力分布和冲击波形成的只有垂直于机翼前缘的气流分量。如图 3-44。

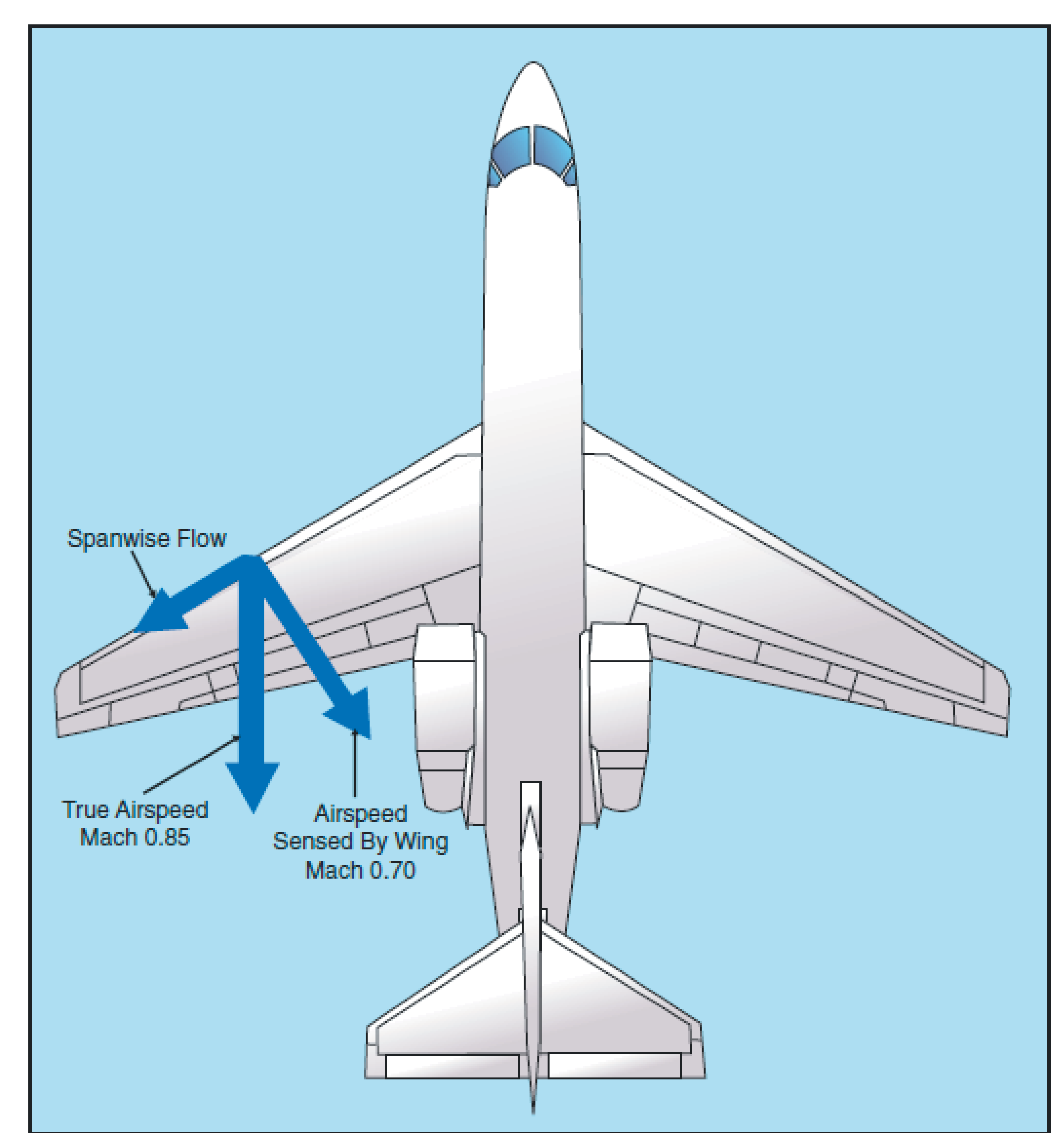


Figure 3-44. Sweepback effect.

在直线机翼的飞机上，气流呈 90 度角冲击机翼的前缘，它的全部冲击产生压力和升力。同样的气流冲击后掠角形机翼时的角度小于 90 度。后掠翼上的气流会让机翼”认为”自己飞行的比真实速度慢,因此冲击波的形成就被延迟了。机翼后掠角的优势包含增加了临界马赫数，力发散马赫数，阻力最高点的马赫数。换句话说，后掠角推迟了压缩性影响的发生。

导致阻力系数急剧变化的马赫数称为力发散马赫数，对于大多数机翼而言，通常超过临界马赫数的 5%到 10%。在这个速度，冲击波结构引起的气流分离引发阻力，升力或者配平力矩系数的重大变化。除了延迟压缩影响的发生外，后掠角海降低了阻力，升力或者力矩系数变化幅度。也就是说，后掠角的应用会”软化”力发散。

后掠翼的一个缺点是它们趋于在翼尖失速而不是在机翼根部失速。如图 3-45。这是因为边界层趋于沿翼展方向朝翼尖流动，然后在靠近前缘处分离。因为后掠翼的翼尖处于机翼的后面部分(位于升力中心之后)，翼尖失速会导致升力中心在机翼上向前移动，迫使机头进一步抬升。当机翼后掠和锥形结合时，翼尖失速的趋势最大。

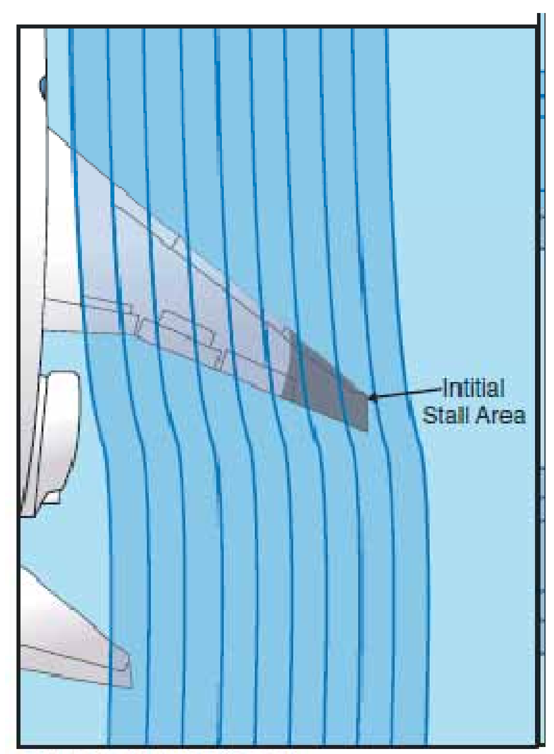


Figure 3-45 Wingtip stall.

失速状态可能由于 T 形尾翼配置而变的更加严重，T 形尾翼在尾部翼面发生振动的时候提供的失速前告警很少或者没有。如图 3-46。

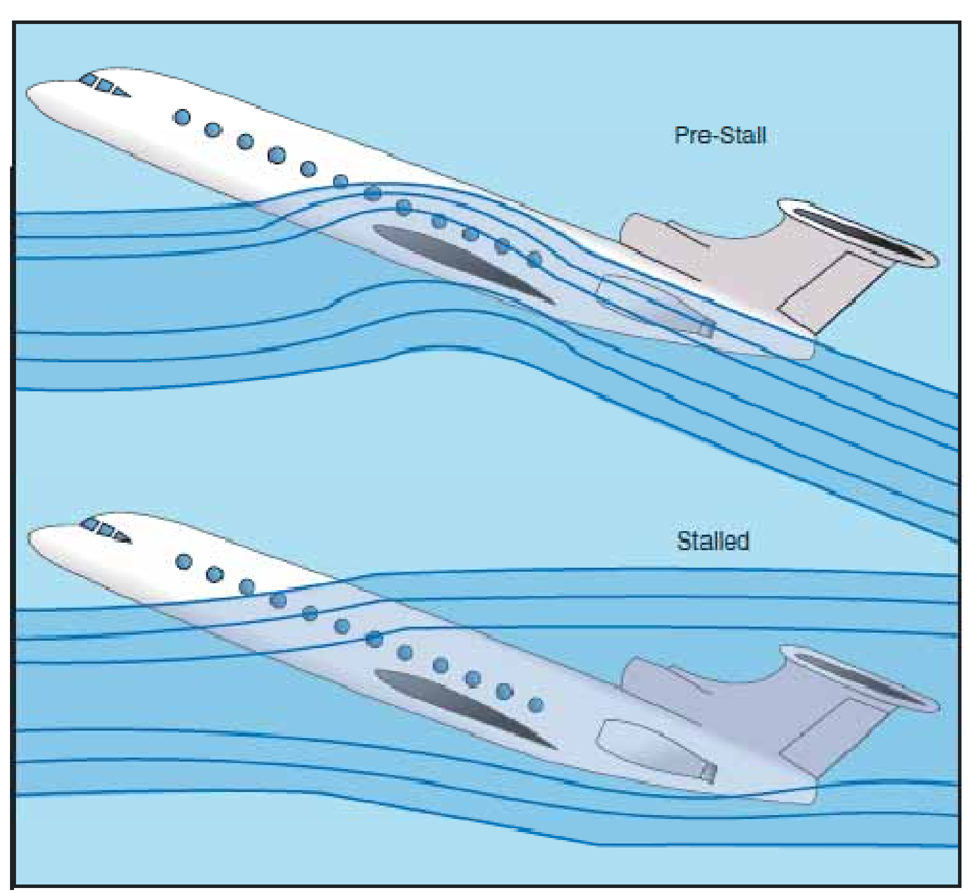


Figure 3-46. T-tail stall.

T 形尾翼处于机翼伴流之上，即使机翼开始失速时，也仍然有效，会让飞行员无意识的驱动机翼以大得多的迎角进入更严重的失速。如果水平尾翼控制面沉没在机翼伴流中，升降舵将完全失去效能，将不可能通过降低配平姿态而改出失速。在失速前和即刻失速后状态，后掠翼飞机的升力/阻力性质会导致飞行航迹愈加下降且飞行姿态不变，迎角进一步增加。这种情况下，没有可靠的迎角信息，逐渐加速的俯冲配平姿态不能保证失速改出已经有效，这时的升降舵向上运动只能让飞机失速。

在极端抬头姿态失速时的机头恶意上仰使失速改出困难而激烈是 T 型尾翼飞机的一个特性。操纵杆推进器禁止这种类型的失速。大约在失速速度的一节之上，预先编程的操纵杆力自动地向前移动操纵杆，阻止失速的发展。也可能会有一个重力加速度限制器配合这个系统来阻止操纵杆推进器引起的机头下俯产生的飞机负载过量。【操纵杆推进器是帮助克服失速的，所以要设定向前推操纵杆以降低机头，但是又可能使得机头降低过量引起载荷因子增加，所以加速度限制器又是阻止机头过分降低而引起飞机过载。】 另外，当空速超出失速速度 5%-7%时操纵杆振动器会提供失速告警。

马赫振动边界层

到目前为止，只讲解了过大速度引起的马赫振动。必须记住，马赫振动是机翼上气流速度的一个函数，而不一定是飞机的速度。任何时候不管机翼上过大的升力是由过快的空速还是由接近最大运行速度时的过高迎角引起的，都会发生高速振动。但是，也有些时候在低得多的速度时发生振动，称为"低速马赫振动"。

能导致低速马赫振动的最可能情况是 飞机由于它的重量和高度迫使其处于大迎角飞行而速度太低时。这个非常高的迎角将会把机翼上表面的气流速度增加到同一点，这一点和高速振动中的冲击波和振动效应是一样的。在无论是低速还是高速边界层，机翼的迎角对于引发马赫振动有最大的影响。在增加迎角的条件下，机翼上的气流速度和马赫振动的变化如下：

- 高高度 –飞机飞的越高，空气越稀薄，就需要越大的迎角来产生维持水平飞行的升力
- 大的重量-飞机越重，机翼就需要更大的升力，如果其它条件不变，那么就需要更大的迎角。
- G 载荷-飞机 G 载荷的增加和重量的增加有相同的效果。无论 G 力的增加是因为转弯，猛烈的控制或者湍流，增加机翼迎角的效果是相同的。

飞行控制

在高速飞机上，飞行控制分为主要飞行控制(primary flight control)和辅助飞行控制（secondary flight control）。主要飞行控制是控制飞机沿俯仰，侧滚，和偏航 3 轴的运动。它们包含副翼，升降舵和方向舵。辅助飞行控制包含配平片，前缘襟翼，后缘襟翼，扰流板以及前缘缝翼(slat)。

扰流板用在机翼的上表面来扰流或降低升力。对于高速飞机，由于它们明显的低阻力设计而使用扰流板作为速度制动器(speed brake)来降低速度。飞机接地后扰流板立即伸出来释放升力，因此飞机的重量就从机翼转移到轮子上，能够得到更好的制动性能。如图 3-47。

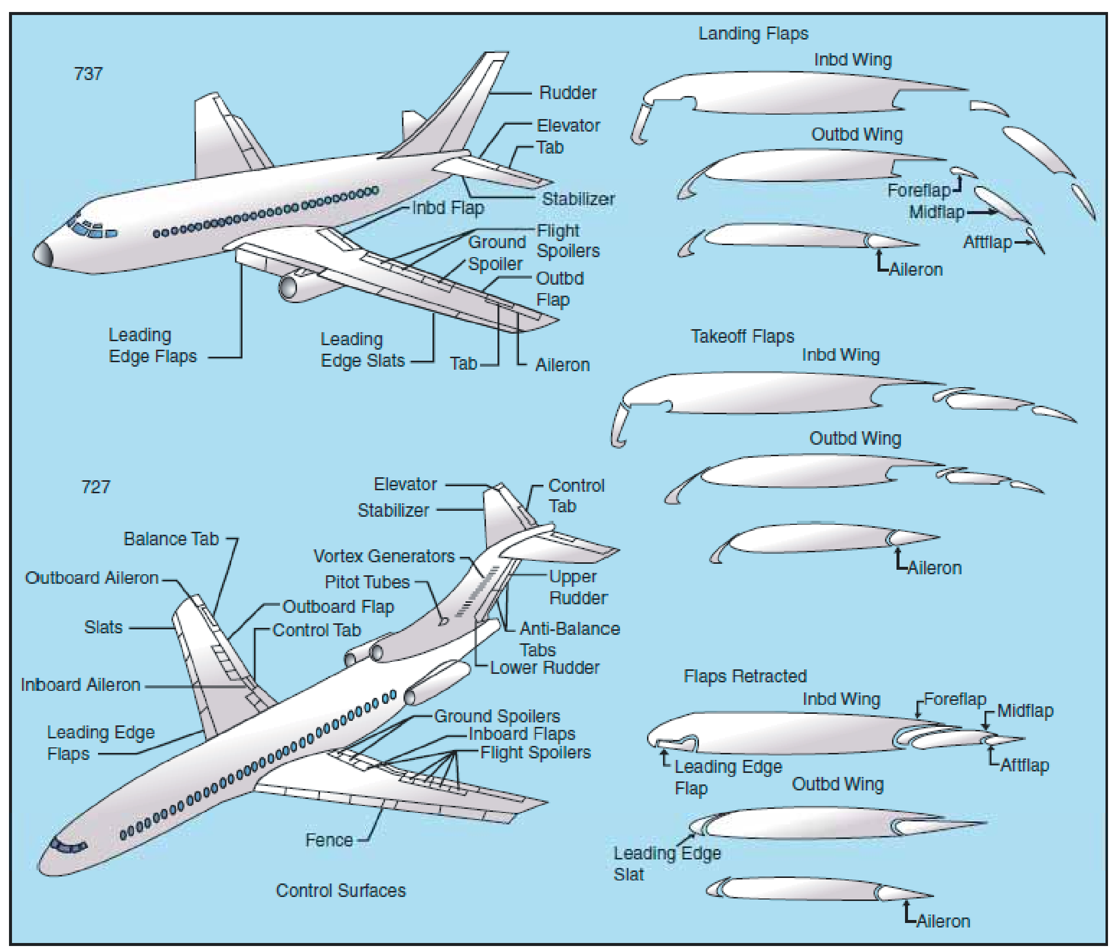


Figure 3-47. Control surfaces.

喷气运输飞机有小的副翼。副翼的空间是有限的，因为机翼的后缘要尽可能的满足后缘襟翼的需要。另一个原因是常规大小的副翼在高速飞行时会导致机翼扭曲变形。由于副翼必定很小，扰流板就配合它来提供额外的侧滚控制。

一些喷气运输飞机有两组副翼；一对是外侧的低速副翼，和一对高速的内侧副翼。当襟翼在起飞后完全收起时，外侧副翼自动的锁定在成流线型位置。

当用于侧滚控制时，向上伸出副翼一侧的扰流器降低这一侧的升力，导致机翼下降。当扰流板作为速度制动器伸出时，它们仍然可以用于侧滚控制。如果它们是差动型的，将会在一边进一步伸出而另一边收进。如果它们是非差动型的，将会在一边进一步伸出，而另一边不再收进。当作为速度制动而完全伸出是，非差动型扰流器仍然伸出，不增补副翼。

为得到一个气流不分离的平稳失速和较高迎角，飞机机翼前缘应该有一个良好的圆整形差不多是钝形的，这样气流就可以在大迎角时依附前缘。使用这个形状，气流分离将会从机翼后缘开始，随着迎角增加而逐渐的向前移动。

尖角的前缘对于高速飞行必定导致突然失速，限制后缘襟翼的使用，因为气流不能沿机翼前缘的尖锐曲线流动。在中等迎角时，气流趋于从上表面放松破裂，更合适的说法是突然破裂。为利用后缘襟翼，因此增加最大升力系数，机翼必须迎角更大而没有气流分离。因此，前缘的狭槽，前缘缝翼，和襟翼用于改进起飞，爬升和着陆时的低速特性。尽管这些装置不像后

缘襟翼那样强大，当时使用完全翼展和高升力后缘襟翼结合使用时它们是有效的。在这些高级的高升力装置帮助下，气流分离被延迟，最大升力系数(Clmax)有相当可观的增加。实际上，失速速度降低 50 节并不是难得的。

大型喷气运输飞机的运行要求使大幅度的俯仰调整变化成为不可避免的。这些要求的部分如下：

- 大的重心范围要求
- 覆盖大的速度范围的要求
- 处理由于机翼前缘和后缘高升力装置的大配平变化而不限制升降舵余量大小的要求
- 配平阻力降低到最小

通过使用一个可变安装角的水平稳定起来满足这些要求。固定尾翼飞机的大俯仰平衡变化需要升降舵有大的偏转。在这些大的偏转中，小的升降舵运动保持在相同方向。可变安装角水平尾翼设计用于获得俯仰配平变化。水平尾翼比升降舵大，从而就不需要大角度移动。这就让升降舵通过全范围的上下运动而流线化飞机尾部。可变安装角的水平尾翼可以被设定来处理大量的配平控制请求，而升降舵处理其它请求。在装配了可变安装角的水平尾翼飞机上，升降舵更小，也比它在固定尾翼飞机上的效用更低。和其它飞行控制相比，可变安装角水平尾翼的效果是非常强大的。飞行机组人员必须完全理解和掌握它的使用和影响。

由于喷气式运输飞机的尺寸和高速度，移动控制面所要求的力会超过飞行员的力气。因此，控制面是由液压或者电动单元驱动的。移动驾驶舱内的控制装置就会把需要的控制角信号发出去，动力单元会决定控制面的实际位置。在动力单元完全失效时，控制面的运动可以通过手工的调节控制片而起作用。移动控制片来扰乱(upset)导致控制面运动的气动平衡。

第四章－飞行控制

飞行器飞行控制系统费为主要飞行控制和辅助飞行控制。主要飞行控制系统包含那些飞行中要求的安全控制飞机，这些包含副翼，升降舵(或全动式水平尾翼)，以及方向舵。辅助控制系统提升了飞机的性能特性，或者减轻了飞行员的过多控制力。辅助控制系统的例子有机翼襟翼和配平系统。

主要飞行控制

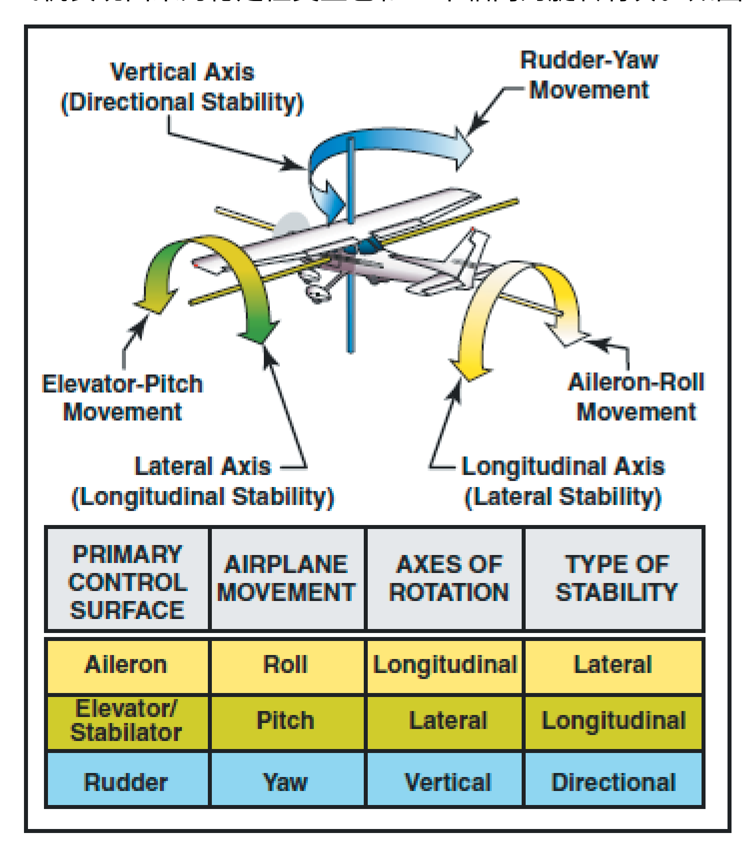
飞机控制系统被细心的设计为提供自然的感觉，同时，对控制输入有足够的响应度。低速时，控制通常感觉是偏软且反应缓慢的，飞机对施加控制的反应是慢慢的。在高速飞行时，控制感是偏硬的，反应也更快。

三个主要飞行控制面中任意一个的运动都会改变机翼上面和周围的气流以及压力分布。这些变化影响机翼和控制面结合而产生的升力和阻力，这样飞行员才能够操控飞机沿 3 个轴向的旋转。

设计特征限制了飞行控制面的偏转程度。例如，控制停止机制可能会结合到飞行控制中，或

者控制杆的运动和/或方向脚舵可能受限。这些设计限制的目的是防止在正常机动时飞行员无意中的操纵过量或者飞机的过载。

良好设计的飞机应该是机动时稳定而容易控制的。控制面输入导致 3 个轴向旋转的运动。飞机表现出来的稳定性类型也和 3 个轴向的旋转有关。如图 4-1。



PRIMARY CONTROL SURFACE	AIRPLANE MOVEMENT	AXES OF ROTATION	TYPE OF STABILITY
Aileron	Roll	Longitudinal	Lateral
Elevator/ Stabilator	Pitch	Lateral	Longitudinal
Rudder	Yaw	Vertical	Directional

Figure 4-1. Airplane controls, movement, axes of rotation, and type of stability.

【飞机控制，运动，旋转轴向，和稳定性类型】

副翼

副翼控制纵轴方向的侧滚。副翼安装在每一个机翼的后缘外侧，且运动方向彼此相反。副翼通过线缆，双臂曲柄，滑轮或推挽式管互相链接，然后相连到控制轮。

向右移动控制轮导致右侧副翼向上偏转，左侧副翼向下偏转。右侧副翼的向上偏转降低了机翼的拱形，使右侧机翼的升力降低。相应的左侧副翼的向下偏转增加了拱形幅度，使左侧机翼的升力增加。因此，左侧机翼的升力增加和右侧机翼的升力降低使飞机向右侧滚。

逆偏转

由于向下偏转的副翼产生更大的升力，它也会产生更大的阻力。这个增加的阻力试图使飞机头朝机翼上升的一侧偏转。这称为逆偏转。如图 4-2。

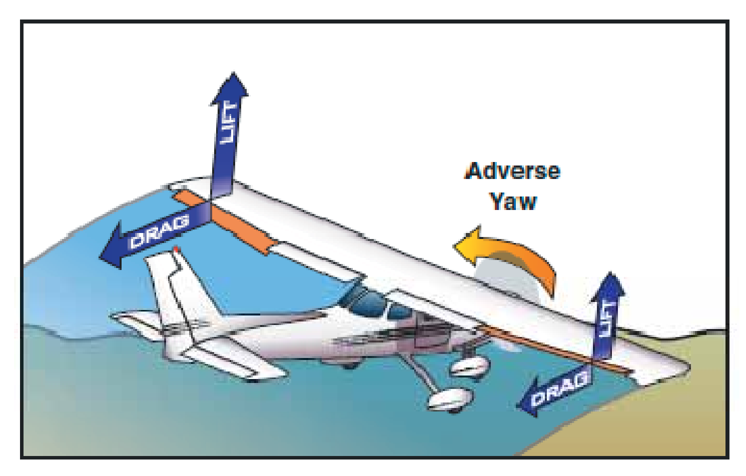


Figure 4-2. Adverse yaw is caused by higher drag on the outside wing, which is producing more lift.

方向舵用来克服逆偏转，在低速，大迎角和大的副翼偏转角时所需要的方向舵控制程度最大。然而，在较低速度时，垂直尾翼和方向舵组合变得低效，扩大了和逆偏转有关的控制问题。

所有转弯都是通过使用副翼，方向舵和升降舵来协调的。为使飞机达到所需要的倾斜角度必须要对副翼施加压力，而同时要施加方向舵压力来克服产生的逆偏转。转弯期间，必须施加升降舵压力来增加迎角，因为转弯时所需要的升力比平直飞行时的升力大。转弯越急，升降舵就越需要往后压（即操纵杆往后拉）。

当需要的倾斜角之后稳定后，应该释放副翼和方向舵的压力。这将停止倾斜度的增加，因为副翼和方向舵控制面将会在它们的位置上呈中性的流线型。升降舵压力需要保持恒定以维持恒定高度。

转弯时的向外侧滑类似于向内侧滑，除非飞行控制施加在相反的方向。副翼和方向舵的应用向外侧滑或者高机翼的方向。当倾斜角增加时，为维持高度必须要释放升降舵的压力。

差动副翼

对于差动副翼，在控制轮的给定运动下，一只副翼的上升距离比另一只副翼的下降距离大。下降的机翼产生的阻力增加。产生较大阻力的下降机翼侧副翼的上偏转角度比上升机翼侧的副翼向下偏转的角度大。虽然逆偏转被减轻了，但是它不会立即消除。如图 4-3

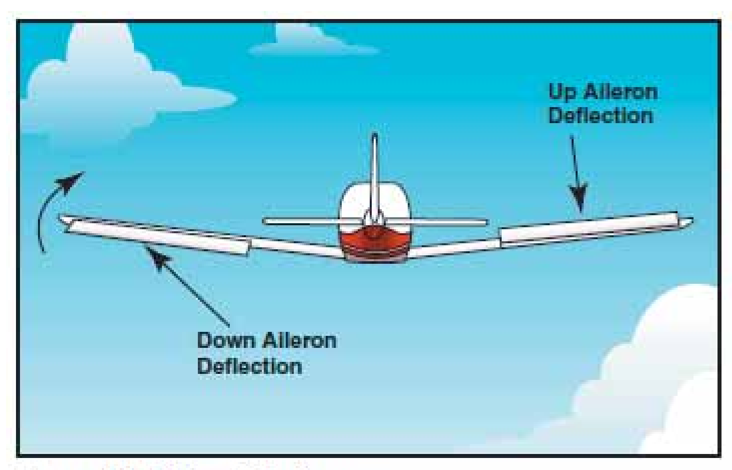


Figure 4-3. Differential ailerons.

弗利兹型副翼(阻力副翼)

就弗利兹型副翼而言，当控制轮上施加压力后，被升起的副翼在一个偏置的铰链上旋转。这就把副翼的前缘突出到气流中，因此产生了阻力。这有助于使另一侧机翼上放下的副翼产生的阻力得到均衡，从而减轻逆偏转。如图 4-4

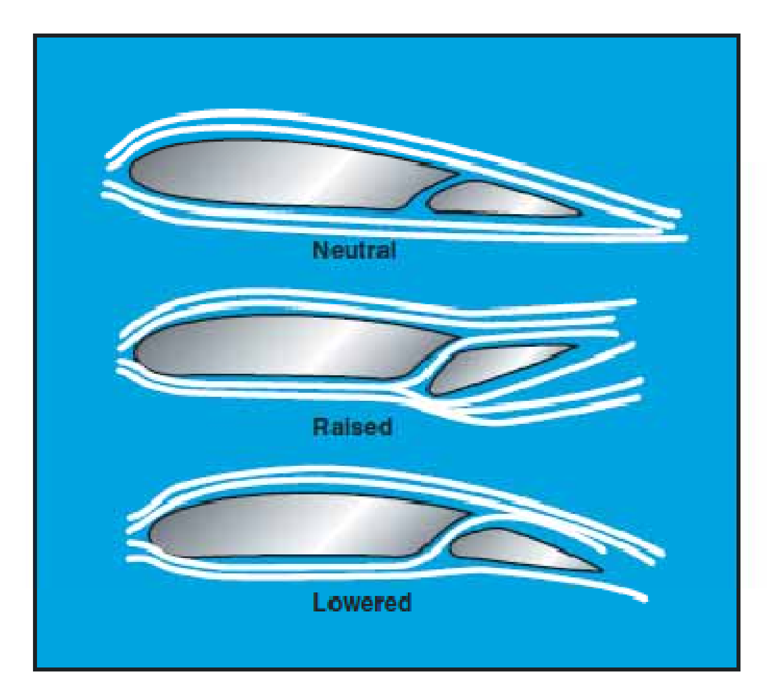


Figure 4-4. Frise-type ailerons.

弗利兹型副翼也形成一个狭槽，因而气流平滑的通过放下的副翼，使得在大迎角时更有效。弗利兹型副翼也可能被设计成功能差动的。类似于差动副翼，弗利兹型副翼不能完全消除逆偏转。无论什么情况下使用了副翼都仍然需要协调运用方向舵。

耦合副翼和方向舵

耦合副翼和方向舵的意思是这些控制被连接在一起。这是通过使用方向舵-副翼互连弹簧来

完成的，它通过副翼偏转的同时自动地偏转方向舵来帮助纠正副翼阻力。例如，当移动操纵杆进行左侧滚时，互连的线缆和弹簧向前拉左侧的脚舵正好足够阻止飞机机头向右偏转。弹簧施加到方向舵上的力可以盈余，如果必须滑移飞机的话。如图 4-5

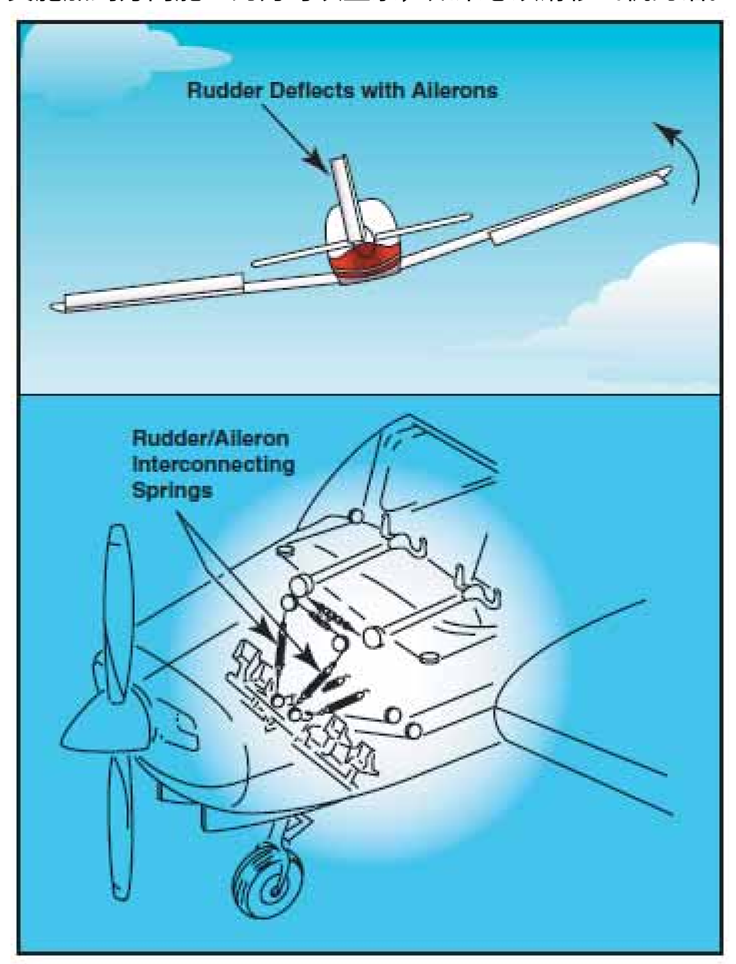


Figure 4-5. Coupled ailerons and rudder.

升降舵

升降舵控制沿横轴的俯仰运动。类似小飞机上的副翼，升降舵通过一系列机械连杆机构连接到座舱中的控制杆。控制杆的向后移动使升降舵面的后缘向上偏转。这一般指上升降舵。如图 4-6

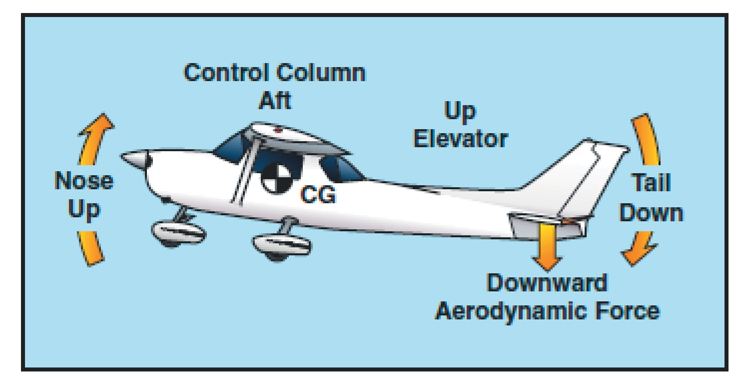


Figure 4-6. The elevator is the primary control for changing the pitch attitude of an airplane.

升降舵是改变飞机俯仰姿态的主要控制手段。
上升降舵位置减弱了升降舵的拱形，产生了一个向下的空气动力，它比平直飞行时的正常尾部向下的力要大。总体效果是导致飞机的尾部向下移动，机头上仰。俯仰运动绕重心发生。俯仰运动的强度由重心和水平尾翼面的距离和水平尾部翼面上气动力有效性决定。

向前移动控制杆有相反的效果。这种情况下，升降舵的拱形度增加，水平尾翼/升降舵上产生的升力更多(更小的尾部向下力)。这就把尾部向上移动，使机头下俯。此外，俯仰运动还是绕飞机重心发生的。

正如前面稳定性讨论中提到的，功率，推力线，和尾翼上水平尾翼面的位置都是影响升降舵控制俯仰有效性的因素。例如，水平尾翼面可能安装在靠近垂直尾翼的较低位置，在中点，或者在高点的位置，就像 T 型尾翼的设计。

T 型尾翼

在 T 型尾翼结构中，正常飞行条件下，升降舵在螺旋桨带来的气流和机身以及以及气流大部分影响范围之上。升降舵在这种未受扰动气流中的操作使得大多数飞行状态下的控制运动是一致的。T 型尾翼设计在很多轻型飞机和大飞机上变的流行了，特别是那些机身尾部安装引擎的飞机，因为 T 型尾翼结构使得尾部翼面远离发动机排出的气流。水上飞机和水陆两用飞机经常有 T 型尾翼结构，目的是让水平尾翼面尽可能远离水面。另一个额外的好处是降低了振动和飞机内部的噪声。

低速飞行时，T 型尾翼飞机的升降舵相比常规尾翼飞机的升降舵必须移动一个较大的角度来抬升机头到相同的角度。这是因为常规尾翼的飞机有来自螺旋桨的气流在尾翼上施加向下的力来辅助抬升机头。因为飞机的控制是这样的方式装备的，增加的控制行程要求控制力增加，抬升 T 型尾翼飞机的机头需要的力比抬升常规尾翼飞机机头需要的力大的多。两种类型尾翼的飞机平衡后的纵向稳定性是一样的，但是飞行员必须知道在起飞、着陆或者失速等低速飞行时，需要的控制力比同规格大小的常规尾翼飞机需要的力大的多。

T 型尾翼飞机也需要额外的设计考虑来克服颤动问题。因为水平翼面的重量在垂直尾翼的顶部，产生的力臂在垂直尾翼上有很高载荷，会导致颤动。工程师必须通过增加垂直尾翼的刚度来补偿这个载荷，通常相比常规尾翼设计这带来了重量代价。

当以低速飞行在很高迎角，且重心偏后，T 型尾翼飞机会容易发生深度失速。在深度失速状态，水平尾翼上的气流被来自机翼和机身的扰动气流覆盖。这种条件下，升降舵和全动水平尾翼控制会被削弱，使得难以从失速改出。应该注意到偏后的重心是这些意外事件的促进因素，因为重心偏后的常规尾翼飞机也会发现类似的改出问题。如图 4-7。

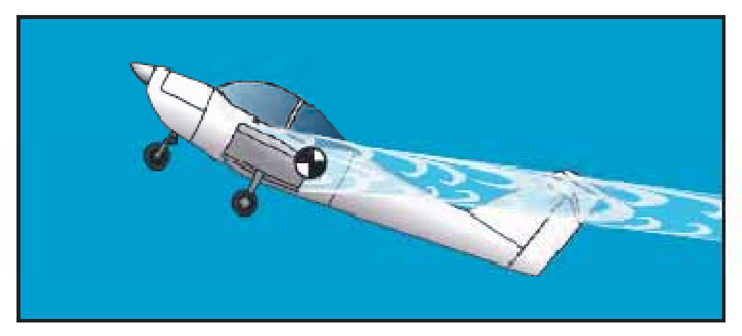


Figure 4-7. Airplane with a T-tail design at a high angle of attack and an aft CG.

因为高迎角低速和重心偏后的飞行可能危险，很多飞机有补偿这种状态的系统。这些系统从控停(control stop)到升降舵下拉弹簧。升降舵下拉弹簧帮助降低机头来比啊免由于重心偏后引起的失速。失速发生因为适当平衡的飞机其后缘的升降舵位于向下位置，迫使尾部抬升和机头下降。在这种不稳定状态，如果飞机遭遇紊流和速度进一步降低，配平片不能再使升降舵置于机头下降的位置。升降舵然后呈流线型，飞机机头开始向上仰。这就使情况恶化，可能导致一次失速。

升降舵下拉弹簧在升降舵上产生一个机械载荷，如果没有平衡的话会使它朝机头下降的位置移动。升降舵配平片平衡升降舵下拉弹簧，以设定升降舵位于配平平衡位置。当配平片开始失灵时，下拉弹簧驱动升降舵到机头下降位置。飞机机头降低，速度增加，失速就会避免。如图 4-8。

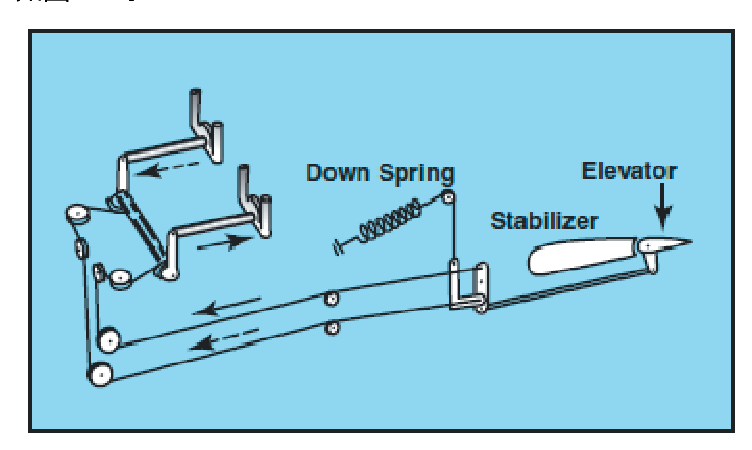


Figure 4-8. When the aerodynamic efficiency of the horizontal tail surface is inadequate due to an aft center of gravity condition, an elevator down spring may be used to supply a mechanical load to lower the nose.

在着陆拉平期间，升降舵也必须有足够的力量来保持机头抬起。既然这样，靠前的重心就会导致一个问题。在着陆拉平时，功率通常是降低了，这也使尾翼上的气流减弱。这和降低的着陆速度一起使得升降舵的有效性变差。

根据这些讨论，很明显飞行员必须理解和遵守适当的装载程序，特别要注意重心的位置。有关飞机载荷的更多信息以及重量和平衡在第八章讨论。

全动式水平尾翼

正如第一章提到的，全动式水平尾翼本质上是一片带有相同类型控制系统的水平尾翼。因为全动式水平尾翼绕中心铰链点做回转运动，它们对控制输入和空气动力负载相当敏感。反作用伺服调整片(antiservo tab)安装在它的后缘以降低灵敏度。另外，在主翼梁的前面还有配有配重装置。配重可以设计到尾部或安装到全动式尾翼片的前部。如图 4-9

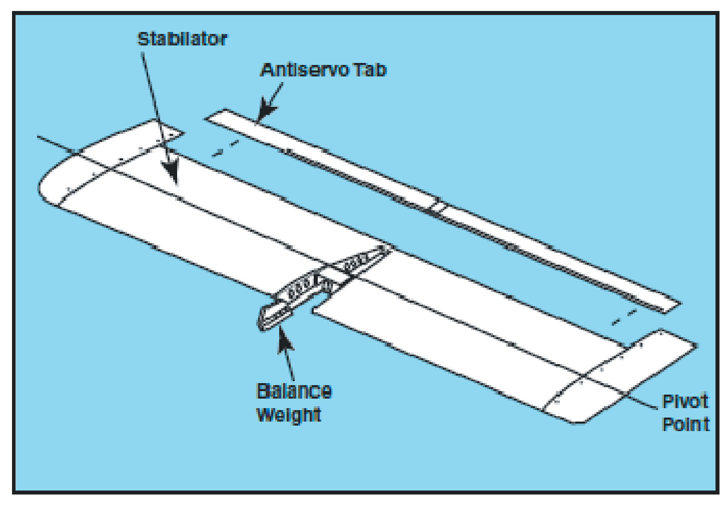


Figure 4-9. The stabilator is a one-piece horizontal tail surface that pivots up and down about a central hinge point.

当控制杆后拉时，它抬升了全动式水平尾翼面的后缘，使飞机旋转机头抬升。向前推控制杆，使水平尾翼的后缘放低，机头向下俯。如果没有抗随动片的话，飞机会由于飞行员的控制而倾向于舵面偏转过量。

鸭式机翼

术语鸭式机翼是指作为水平尾翼的控制面却位于主机翼的前面。这个术语也被用来形容装配了鸭式机翼的飞机。从效果上讲，它是一种类似于常规后尾设计水平控制面的翼型。区别是实际上鸭式机翼产生升力，保持机头抬升，和后尾设计相反，后尾设计会在尾部施加向下的力来防止机头向下偏。如图 4-10.



Figure 4-10. This advanced aircraft includes a variable-sweep canard design, which provides longitudinal stability about the lateral axis.

尽管莱特飞机有水平控制面在升力翼前面的鸭式机翼配置，直到最近鸭式配置才开始出现在较新的飞机上。鸭式设计包括两种类型：一种是水平控制面和正常的后尾设计有大约相同的尺寸，另外一种是差不多相同大小的控制面，但是翼型是被称为串联翼配置(tandem wing configuration)的后安装式机翼。理论上认为鸭式机翼更有效率，因为利用水平控制面来帮助抬升飞机的重量对于一定大小的升力来说应该导致阻力更少。

鸭式机翼的主要优势是在失速特性方面。适当设计的鸭式机翼或者串联翼将会在主机翼将要失速前的一个时刻失去进一步抬升机头的能力。这就使飞机具备抗失速能力，结果是可以通过增加马力来阻止飞机的速度。主机翼上的副翼在整个失速改出过程中仍然起作用。其它的鸭式结构也被设计出来，所以鸭翼比主机翼提前失速，能够自动的降低机头，改出飞机到一个安全的飞行速度。而且，副翼在失速中保持有效。

鸭式设计有几个限制。首先，鸭式设计的前部升力面比主翼提前失速是很重要的。如果主翼先失速，来自前面机翼或鸭式机翼的残余升力明显的在重心之前，飞机将不可控制的上仰。其次，当前部升力面先失速，或者鸭翼增加迎角的能力受限时，主翼将永远不能产生最大的升力，会浪费一些性能。第三，对于前部机翼或者鸭翼，主翼上襟翼的使用带来设计问题。当主翼通过伸出襟翼来增加升力时，鸭翼所需要的升力也增加。前向翼或者鸭翼必须足够的大才能适应襟翼的应用，但是又不能产生过大而产生比主翼多的升力。

最后，主翼和前部控制面的关系也不同了。当靠近垂直平面的状态时，来自前部机翼的下洗流会对主翼的升力有负作用。增加的垂直分量增加了设计效率。当两个控制面的大小增加到接近相等时，效率也会增加。

方向舵

方向舵控制飞机沿垂直轴的运动。这个运动称为偏航。和其它主要控制面类似，方向舵也是一个铰链到固定面的可运动面，在这里它是铰链到垂直尾翼上。左右方向舵踏板的运动控制方向舵。当方向舵偏转到气流中时，会在相反的方向上施加水平方向的力。如图 4-11

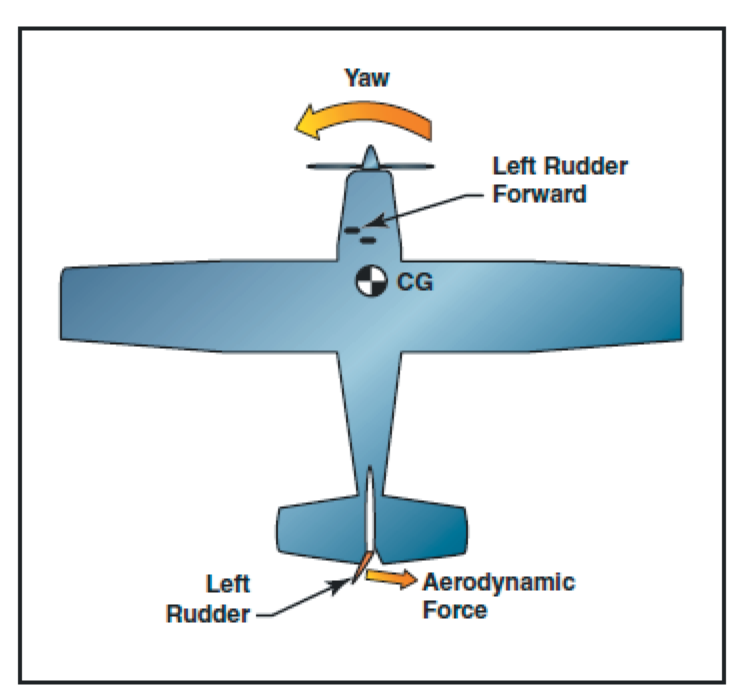


Figure 4-11. The effect of left rudder pressure.

通过踩踏左踏板，方向舵向左移动。这就改变了垂直尾翼/方向舵周围的气流，产生一个侧向里，把尾部向右移动，使得飞机头向左偏航。方向舵有效性随速度而增加，因此在低速飞行时的大角度偏转和高速飞行时的小角度偏转能够提供需要的反作用力。对于螺旋桨驱动的飞机，流过方向舵的任何滑流都会增加它的有效性。

V 型尾翼

V 型尾翼使用两个倾斜的尾部翼面来完成和常规升降舵及方向舵结构控制面相同的功能。固定的翼面既作为水平尾翼也作为垂直尾翼。如图 4-12



Figure 4-12. V-tail design.

可动的控制面通常称为"方向升降舵"，它们使用特殊铰链连接，使得控制轮能够同时移动两个控制面。另一方面，方向脚踏的移位能够方向相反的移动控制面，所以就提供了方向控制。

当飞行员移动方向舵和升降舵控制时，一个控制混合机构会移动每个控制面适当的大小。V 型尾翼的控制系统比常规尾翼需要的要复杂的多。另外，V 尾设计对荷兰轨滚趋势比常规尾翼更加敏感，唯一最小的是阻力的总减少量。

辅助飞行控制

辅助飞行控制系统由可包括襟翼，前缘装置，扰流板和平衡(trim)装置。

襟翼

襟翼是几乎所有飞机都使用的最常见高升力装置。对任何设定的迎角，这些安装在机翼后缘的控制面既增加了升力又增加了诱导阻力。襟翼容许在高巡航速度和低着陆速度之间折衷，因为它可以在需要的时候伸出，不需要的时候收起到机翼结构里。有四种常见类型的襟翼：简单襟翼，分裂襟翼，开缝襟翼和福勒(Fowler)襟翼。如图 4-13

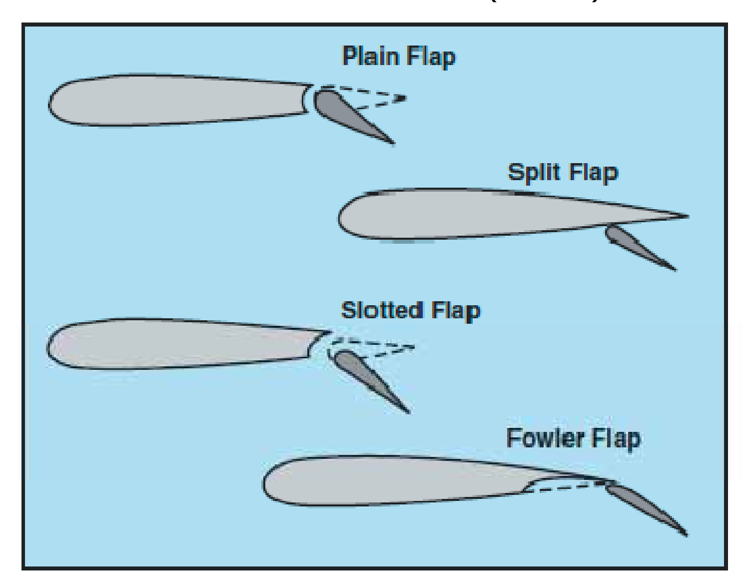


Figure 4-13. Four common types of flaps

简单襟翼是四种类型中最简单的。它增加翼面弯度，导致一定迎角时的升力系数明显增加。同时它也大大的增加了阻力，而且把机翼压力中心向后移动，导致机头下俯运动。

分裂襟翼从机翼的下表面分离出来，它比简单襟翼产生的升力有稍微的增加。但是，也由于在机翼后产生了紊乱的气流模式，所以产生的阻力更多。当完全伸出时，简单襟翼和分裂襟翼都产生高阻力，而升力增加不多。

现今飞机上最流行的襟翼是开缝襟翼。这种设计的变体既用于小型飞机也用于大型飞机。开缝襟翼比简单襟翼和分裂襟翼明显的增加升力系数。对于小型飞机，铰链位于襟翼的下表面下面，当襟翼放下时，它在机翼的襟翼槽和襟翼前缘之间形成一个导气槽。

当开缝襟翼放下时，来自下表面的高能量空气被输送到襟翼的上表面。来自导气槽的高能量空气加速了上表面边界层流，延迟了气流分离，提供了更高的升力系数。因此，开缝襟翼产生的最大升力系数(Clmax)比简单襟翼和分裂襟翼要增加很多。然而有很多中类型的开缝襟翼，大飞机通常有双开缝襟翼，甚至是三开缝襟翼。这些襟翼使阻力有最大增加而不会出现襟翼上的气流分离损害产生的升力。

福勒襟翼是开缝襟翼的一种类型。这个襟翼设计不仅改变了机翼的曲面弯度，它也增加了机

翼的面积。福勒襟翼不是在铰链上向下旋转，而是沿导轨向后滑动。在伸长的第一部分中，它增加的阻力非常小，但是由于增加面积和弯度而增加了很多升力。随着继续伸长，襟翼向下偏转，在襟翼行程的最后一部分，它增加了阻力而额外增加的升力很少。

前缘装置

高升力装置也可以应用到翼型的前缘。最常规的类型是固定裂缝 ，可动缝翼，和前缘襟翼。如图 4-14

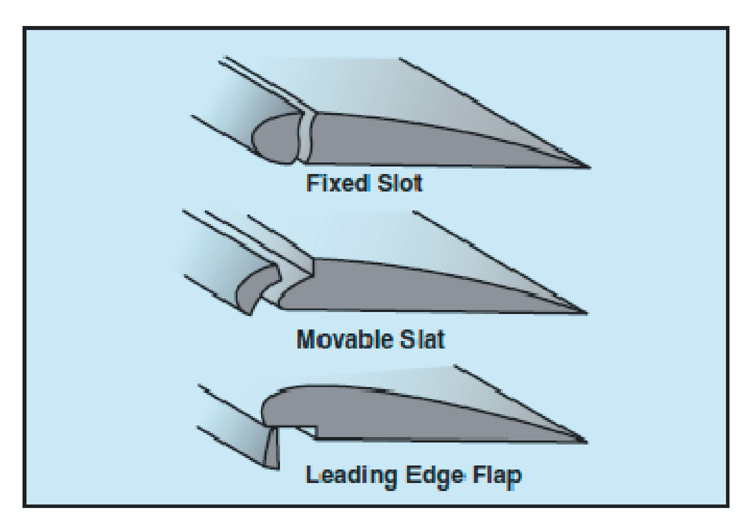


Figure 4-14. Leading edge high lift devices.

固定裂缝把气流引导到机翼的上表面，延迟了大迎角时的气流分离。裂缝不增加机翼的弯度，但是让机翼获得更高的最大升力系数，因为在机翼到达一个更大的迎角之前失速被延迟了。

可动缝翼由前缘拱形片组成，它在导轨上移动。在小迎角时，每一缝翼都被机翼前缘形成的高压保持在平齐的靠着机翼前缘。当迎角增加时，高压区域沿着机翼下表面向后移动，使得缝翼向前移动。然而，某些缝翼是由飞行员控制的，可以在任何迎角下伸出。打开缝翼会让机翼下方的空气流过机翼的上表面，延迟了气流分离。

前缘襟翼类似后缘襟翼，用来既增加最大升力系数有增加机翼的曲面弯度。这种类型的前缘装置经常和后缘襟翼结合使用，可以降低由于后者引起的机头下俯运动(前面说过襟翼的应用会导致升力中心后移，导致机头下俯)。相比后缘襟翼来说，前缘襟翼的一点增量会让升力比阻力增加多的多。随襟翼伸出的面积越大，阻力的增加比升力增加要快的多。

扰流板

在一些飞机上，称为扰流板的高阻力装置被安装在机翼上，以扰乱平滑的气流，降低升力和增加阻力。一些飞机上扰流板用于侧滚控制，一个好处是消除了逆偏转。例如要右转弯，右侧机翼上的扰流板抬起，损失了一些升力，在右边产生了更多的阻力。右边的机翼就下降，飞机就向右倾斜和偏航。两侧机翼同时使用扰流板使飞机下降而速度不增加。扰流板也用于帮助缩短着陆后的地面滑跑距离。通过损失升力，它们把重量转移到轮子上，改善了减速效力。如图 4-15



Figure 4-15. Spoilers reduce lift and increase drag during descent and landing.

配平系统

尽管飞机可以运行在很大范围的姿态，空速和功率设定，但是被设计成只在这些变量非常有限的组合内才能脱手飞行。因此，配平系统用来接替飞行员对控制面施加恒定压力的需要。配平系统通常有座舱控制和链接到一个或多个主飞行控制面后缘的小铰链装置组成。通过空气动力学地帮助飞行控制面运动和定位到它们所安装的位置，设计的配平系统能够使飞行员工作量降到最低。普通类型的配平系统包括配平调整片，平衡片，反作用伺服调整片，地面可调节调整片，和可调节稳定器。

配平调整片

小飞机上最常安装的是一个安装在升降舵后缘的单体配平调整片。大多数配平调整片是通过一个小的竖直安装的控制轮来手工操控的。然而，一些飞机上也能看到一个配平曲柄。座舱控制包括一个配平位置指示仪。把配平控制放置在完全机头下俯(nose-down)位置会移动配平片到它的完全上升位置。随着配平片上升到气流中，水平尾翼面上的气流趋于迫使升降舵的后缘向下。这就导致飞机的尾部向上移动，进而引起一次机头下俯的俯仰变化。如图4-16

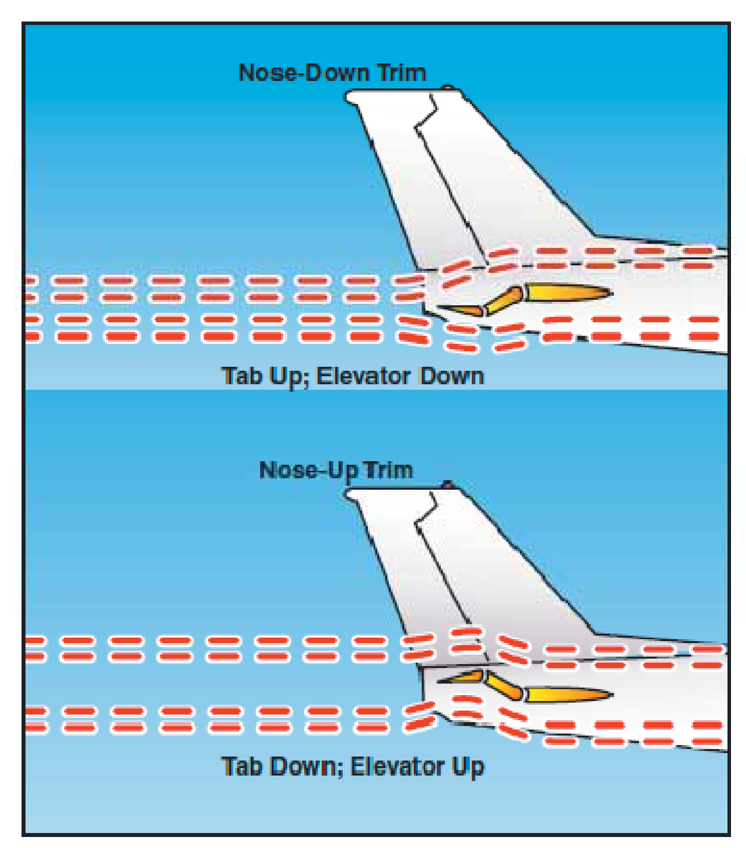


Figure 4-16. The movement of the elevator is opposite to the direction of movement of the elevator trim tab.

如果你设定配平调整片到完全的机头抬起(nose-up)位置，配平片会移动到它的完全下降位置。这种情况下，流经水平尾翼面下的空气冲击配平片，趋于迫使升降舵后缘升起，降低了升降舵的迎角。这就导致飞机的尾部下降运动和机头上仰的俯仰变化。

尽管配平片和升降舵的运动方向相反，配平片的控制对于飞行员来说还是自然的。如果你不得不在操纵杆上施加一个恒定的向后压力，就说明需要一个机头上仰的配平。正常的配平程序是持续配平，直到飞机平衡且飞机头重状态不明显。正常地飞行员首先要确立需要的功率，俯仰姿态，和配置，然后配平飞机来减轻那个飞行条件下可能存在的控制压力。在功率，俯仰姿态或者配置发生变化的任何时候，都必须要重新配平来消除新飞行条件下的控制压力。

平衡调整片

在某些飞机上控制力可能过高，为了降低它们，制造商会使用平衡调整片。它们看起来象配平调整片，被铰链在和配平调整片大约相同的地方。两者之间的本质区别是平衡调整片和控制面连杆耦合，因此当主控制面朝任何方向运动，调整片自动的朝相反方向移动。按这种方式，气流冲击调整片，相对平衡的也有部分气压冲击主控制面，这就使飞行员更容易的移动和保持控制面的位置。

如果调整片和固定控制面之间的连杆机构是从座舱可调的话，调整片就成为配平片和平衡调整片的组合了，它可以调节到任何需要的偏转位置。控制面偏转的任何时候，调整片向相反

方向运动，减轻了飞行员的负担。

反作用伺服调整片

除了降低全动式水平尾翼的灵敏度，反作用伺服调整片也作为减轻控制压力和保持全动式水平尾翼位于期望位置的配平装置。连杆机构的固定端在调整片反面的触角上，当全动平尾后缘向上移动时，连杆机构迫使调整片的后缘向上。当全动平尾向下移动时，调整片也朝下运动。这和升降舵上的配平调整片不同，它朝控制面的相反方向运动。如图 4-17

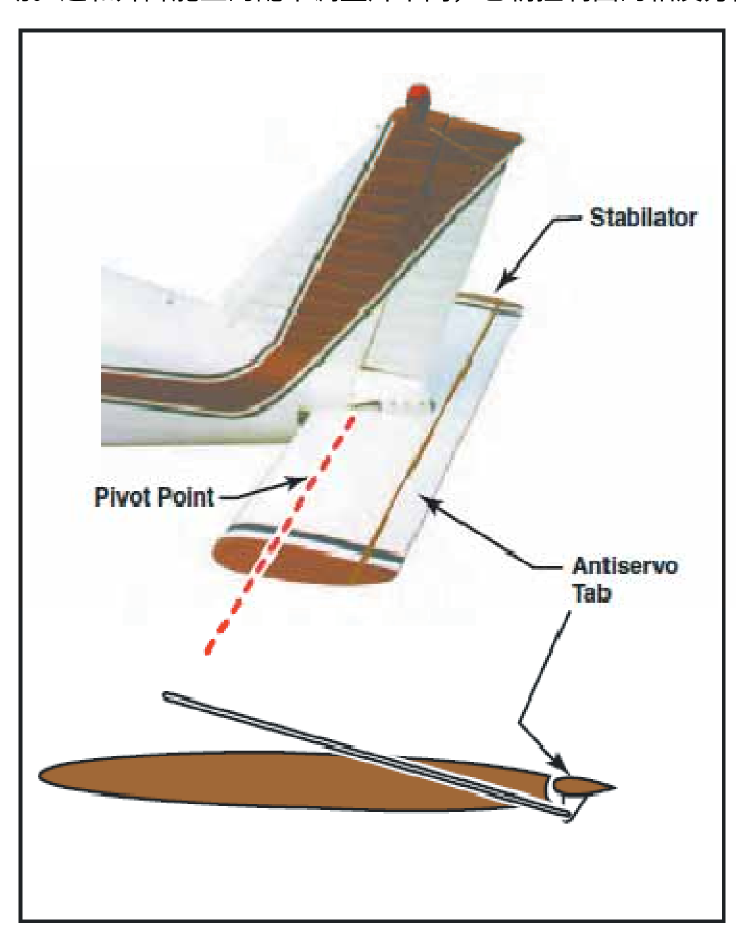


Figure 4-17. An antiservo tab attempts to streamline the control surface and is used to make the stabilator less sensitive by opposing the force exerted by the pilot.

这个调整片的工作方式和平衡调整片相同，除了它不是以相反方向运动外，它和全动平尾的后缘运动方向是相同的。例如，当全动平尾的后缘向上运动时，连杆机构迫使调整片的后缘向上。当全动平尾向下运动史，调整片也向下运动。

地面可调调整片

很多小飞机在方向舵上有一个不可动的金属配平调整片。这个调整片在地面时朝一个方向或另一个方向弯曲，目的是对方向舵施加配平力。正确的位移量是通过试错步骤来确定的。通常，在正常的巡航飞行期间需要小的调整，知道你对飞机不再左右滑移感到满意位置。如图 4-18



Figure 4-18. A ground-adjustable tab is used on the rudder of many small airplanes to correct for a tendency to fly with the fuselage slightly misaligned with the relative wind.

可调节水平尾翼

宁可不使用升降舵后缘的可动调整片，一些飞机有一个可调节水平尾翼。就这种配置结构，连杆机构使水平尾翼绕它后面的翼梁转动。这是通过在水平尾翼的前缘安装一个起重螺丝来实现的。如图 4-19

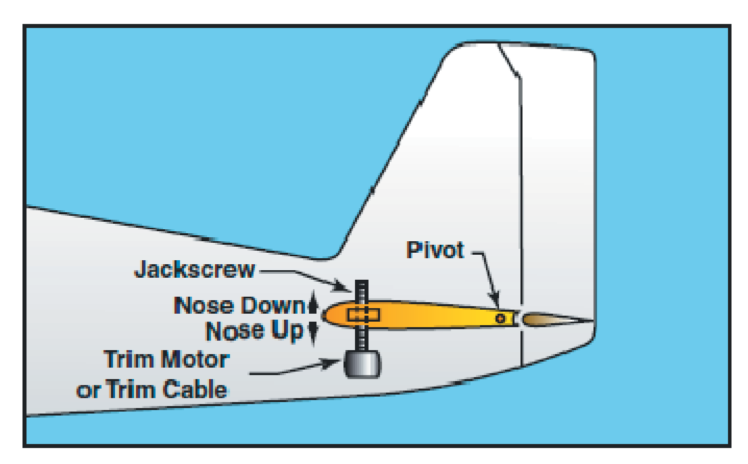
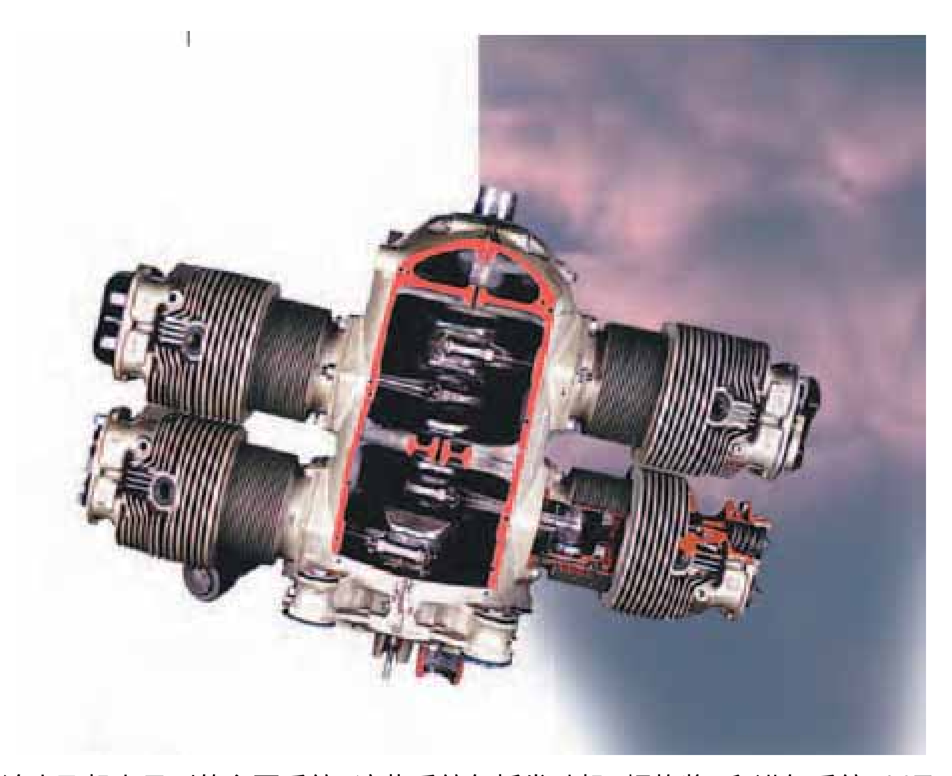


Figure 4-19. Some airplanes, including most jet transports, use an adjustable stabilizer to provide the required pitch trim forces.

在小型飞机上，起重螺丝是用配平轮或者曲柄线缆控制的，在更大的飞机上，它是马达驱动的。可调水平尾翼的配平效果和座舱指示和配平调整片的类似。

由于主飞行控制和辅助飞行控制在不同的飞机上有很大变化,你应该熟悉你自己飞机的系统。较好的信息来源是飞机飞行手册(AFM)和飞行员操作手册(POH)。

第五章－飞机系统



本章讨论小飞机上见到的主要系统。这些系统包括发动机，螺旋桨，和进气系统，以及点火，燃油，润滑，制冷，电路，起落架，自动飞行，和环境控制系统。本章的末尾对燃气涡轮发动机进行了详细的介绍。

动力装置

飞机的发动机和螺旋桨通常称为一个发动装置，它们配合起来产生推力。动力装置推动飞机，还驱动各种支持飞机运行的系统。

往复式发动机

大多数小飞机设计有往复式发动机。名字是来源于活塞的前后往复运动。就是这个运动才产生了有效的机械能量。往复式发动机的两种常用分类方法是：
1. 根据气缸排列和曲轴的位置关系-辐射式，直排式，V 型，或者对置式
2. 根据制冷方法-液冷或者气冷
辐射式发动机在二次世界大战期间被广泛应用，很多在今天还发挥作用。对于这些引擎，一排或者多拍气缸围绕曲轴布置。辐射式引擎的主要优势是其良好的推重比(power-to-weight)。

直排式发动机有相对较小的最大截面，但是它们的推重比相对较低。另外，气冷式直排发动机的最后面的气缸受到很少的制冷气流，因此这些发动机受限于 4 个或者 6 个气缸。

V 型发动机比直排式发动机提供了更多的马力，仍然保留了小的最大截面。发动机设计的进一步改进导致开发出水平对置发动机。

对置式发动机是用于小型飞机上的最流行的往复式发动机。这些发动机总是有偶数个气缸，因为曲轴箱一边的气缸和另一侧的气缸对立。这些发动机大多数是气冷式的，当安装于固定翼飞机时，通常安装在水平位置。对置式发动机的推重比高，因为它们有相对小的轻型的曲轴箱。其次，紧凑的气缸排列降低了发动机的最大截面，流线型安装使气动阻力降到最低。

往复式发动机的主要部分包括气缸，曲轴箱，和附件壳。进气/排气阀，火花塞，和活塞位于气缸内部。曲轴和曲轴连杆位于曲轴箱内部。如图 5-1 磁电机通常位于发动机附件壳内部。

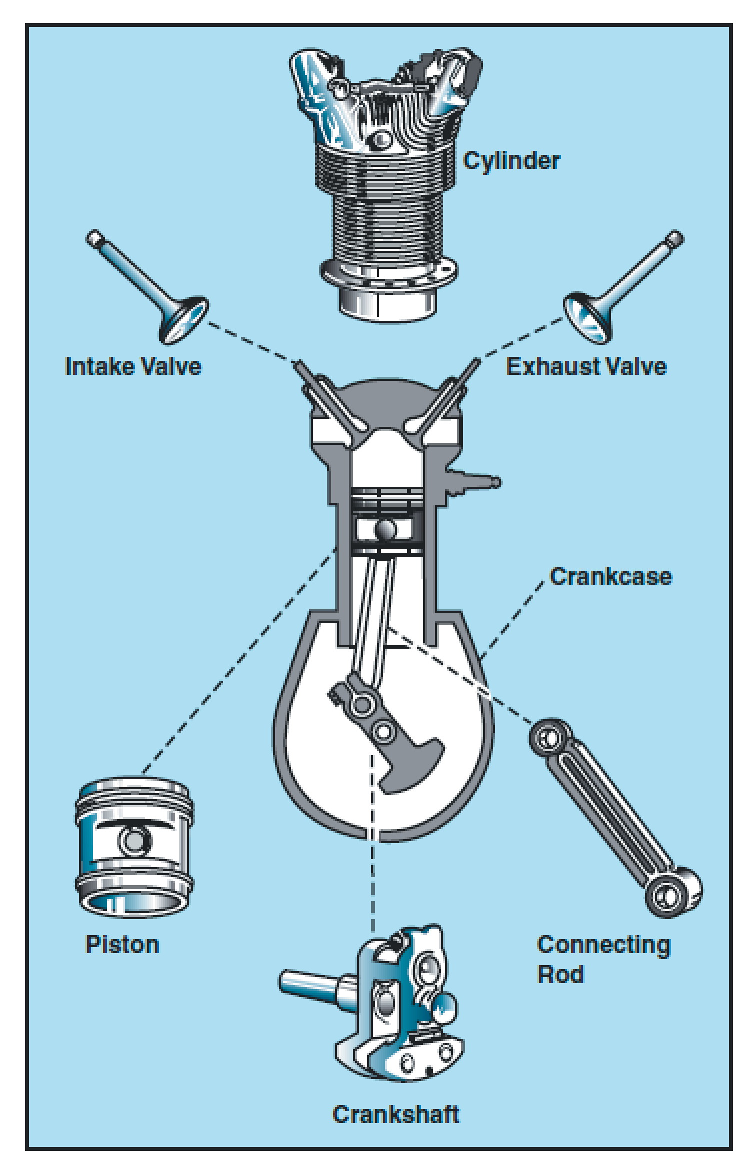


Figure 5-1. Main components of a reciprocating engine.

往复式发动机的原理是燃油的化学能转化为机械能。这通过一个称为四冲程的循环发生在气缸中。这些冲程称为进气，压缩，燃烧，排气。如图 5-2

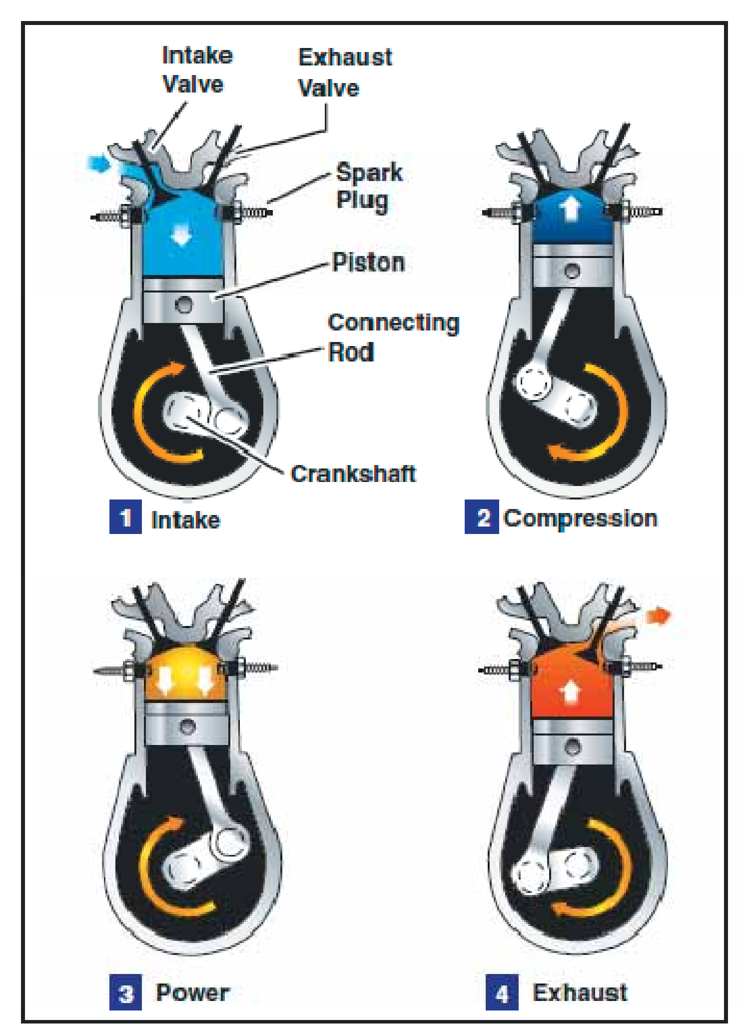


Figure 5-2. The arrows in this illustration indicate the direction of motion of the crankshaft and piston during the four-stroke cycle.

1．进气冲程从活塞向下行程开始。开始时，进气阀门打开，燃油空气混合物被吸入气缸。
2．压缩冲程从进气阀门关闭，活塞往回朝气缸顶部移动开始。在循环的这个阶段，用于从点燃的油气混合气体获得大得多的动力输出。
3．燃烧冲程从油气混合气体被点燃开始。这导致气缸压力极大的增加，迫使活塞离开气缸头向下运动，产生了旋转曲轴的动力。
4．排气冲程是用于清除气缸中燃烧过的气体。这个冲程发生在排气阀门打开，活塞再次开始朝气缸顶部移动开始。

即使当发动机运行在相对低的速度时，四冲程循环也要每分钟发生几百次。在一个四缸发动机中，每个气缸运行在不同的冲程。曲轴的连续旋转是由每个气缸的燃烧冲程的精确定时来维持的。发动机的连续运行依赖于辅助系统的同时作用，包含进气系统，点火系统，燃油，润滑，制冷和排气系统。

螺旋桨

螺旋桨是一个旋转的翼面，适用于任何机翼的诱导阻力，失速和其它空气动力学原理也都对螺旋桨适用。它提供必要的推力有时也是拉力使飞机在空气中移动。发动机的动力是用于旋

转螺旋桨的，它进而产生的推力非常类似于机翼产生升力的方式。产生的升力大小依赖于桨叶的形态，螺旋桨页迎角和发动机的转速。螺旋桨叶本身是扭转的，因此桨叶角从毂轴到叶尖是变化的。最大安装角或者最大节距在毂轴处，而最小节距在叶尖。如图 5-3

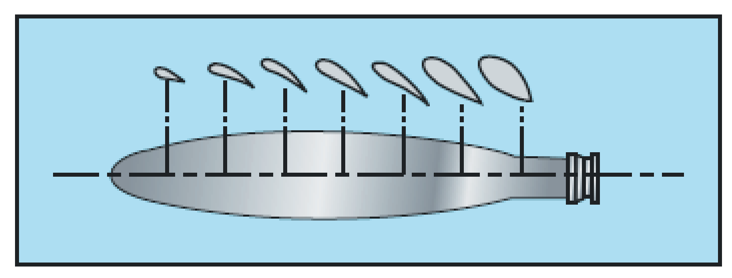


Figure 5-3. Changes in propeller blade angle from hub to tip.

扭转的原因是为了从毂轴到叶尖产生一致的升力。当桨叶旋转时，桨叶的不同部分有不同的实际速度。桨叶尖部旋转的比靠近毂轴部位的要快，因为相同时间内叶尖要旋转的距离比毂轴附近要长。从毂轴到叶尖安装角的变化和相应变化就能够在桨叶长度上产生一致的升力。如果螺旋桨叶设计成在整个长度上它的安装角相同，那么会低效，因为随着空速的增加，靠近毂轴附近的部分将会有负迎角，而叶尖会失速。如图 5-4

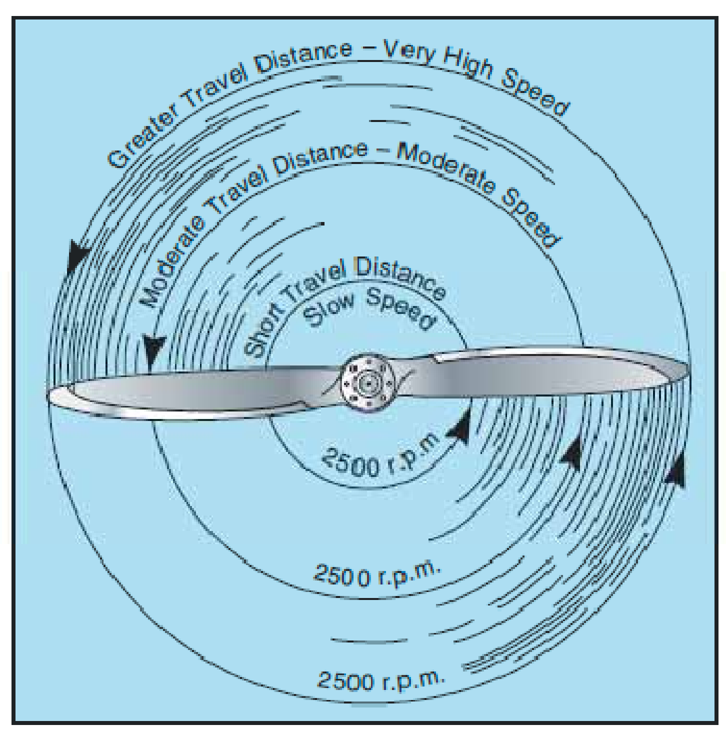


Figure 5-4. Relationship of travel distance and speed of various portions of propeller blade.

小飞机会装配两种螺旋桨中的一种。一种是固定节距的，另一种是可调节距的。

固定节距螺旋桨

这种螺旋桨的节距是制造商设定的，不能被改变。对于这种螺旋桨，只在一定的空速和转速组合下才能获得最好的效率。

固定节距螺旋桨还有两种类型-爬升螺旋桨和巡航螺旋桨。无论飞机是安装了爬升还是巡航

螺旋桨，都依赖于它的预期用途：
1：爬升螺旋桨有小的节距，因此阻力更少。阻力较低导致转速更高，和更多的功率能力，在起飞和爬升时这增加了性能，但是在巡航飞行时降低了性能。
2：巡航螺旋桨有高节距，因此阻力更多。更多阻力导致较低转速，和较低的功率能力，它降低了起飞和爬升性能，但是增加了巡航飞行效率。

螺旋桨通常安装在轴上，这个轴可能是发动机曲轴的延伸。这种情况下，螺旋桨转速就和曲轴的转速相同了。某些其它发动机，螺旋桨是安装在和发动机曲轴经齿轮传动的轴上。这时，曲轴的转速就和螺旋桨的转速不同了。对于固定节距螺旋桨，转速计是发动机功率的指示仪。如图 5-5



Figure 5-5. Engine r.p.m. is indicated on the tachometer.

转速计的刻度以 100 转每分钟为单位，直接指示出发动机和螺旋桨的转速。这个仪表被标记了色标，绿色弧线表示最大连续运行转速。一些转速计还有额外的记号来表示发动机或者螺旋桨的限制。所以制造商的建议应该是任何对仪表记号误解的纠正标准。

每分钟的转数是通过油门(throttle)来调节的，它控制流到发动机的油气混合气流。在一个给定的高度，转速计读数越高，发动机输出功率越大。

当运行高度增加时，发动机可能不会显示出正常的输出功率。例如，2300 转速在 5000 英尺高度时产生的马力比在海平面时 2300 转速产生的马力要少。这是因为功率输出和空气密度有关。空气密度随高度增加而降低。因此，空气密度的降低(较高的密度高度)导致了发动机输出功率的降低。当高度变化时，必须要改变油门的位置才能维持相同的转速。当高度增加时，油门必须打开更多，以维持和低高度时相同的转速。

可变节距螺旋桨

尽管一些较旧的可调节距螺旋桨只能在地面调节，而大多数现代可调节距螺旋桨被设计成可以在飞行中调节螺旋桨的节距。第一代可调节距螺旋桨只提供两个节距设定-低节距设定和高节距设定。然而，今天，几乎所有可调节距螺旋桨系统可以在一个范围内调节节距。

恒速螺旋桨是最常见的可调节距螺旋桨类型。恒速螺旋桨的主要优点是它在大的空速和转速组合范围内把制动马力的大部分转换成推进马力。恒速螺旋桨比其它螺旋桨更有效率是因为它能够在特定条件下选择最有效率的发动机转速。

装配恒速螺旋桨的飞机有两项控制-油门控制和螺旋桨控制。油门控制功率输出，螺旋桨控制调节发动机转速，进而调节螺旋桨转速，转速读数在转速计上。

一旦选择了一个特定的转速，一个调节器会自动的调节必要的螺旋桨桨叶角以保持选择的转速。例如巡航飞行期间设定了需要的转速之后，空速的增加或者螺旋桨载荷的降低将会导致螺旋桨为维持选择的转速而增加桨叶角。空速降低或者螺旋桨载荷增加会导致螺旋桨桨叶角降低。

恒速螺旋桨可能的桨叶角范围由螺旋桨的恒速范围和高低节距止位来确定。只要螺旋桨桨叶角位于恒速范围内，而不超出任何一个节距止位，发动机转速就能维持恒定。然而，一旦螺旋桨桨叶到达止位，发动机转速将随空速和螺旋桨载荷的变化而适当的增加或者降低。例如，选择了一个特定的转速，飞机速度降低到足够使螺旋桨桨叶旋转直到到达低节距止位，只要空速再次降低将会导致发动机转速降低，就像安装了固定节距螺旋桨一样。当恒速螺旋桨的飞机加速到较快的速度时还会发生相同的情况。随着飞机加速，螺旋桨桨叶角增加以维持选定的转速直到到达高节距止位。一旦达到止位，桨叶角就不能再增加，发动机转速降低。

在装配恒速螺旋桨的飞机上，功率输出由油门控制，用进气压力表指示。这个仪表测量进气道歧管中油气混合气的绝对压力，更正确的说法是测量歧管绝对压力(MAP)。在恒定转速和高度，产生功率的大小直接和流到燃烧室的油气混合流有关。当你增加油门设定时，流到发动机的油气就越多，因此，歧管绝对压力增加。当发动机不运行时，歧管压力表指示周围空气压力(例如 29.92 英寸汞柱)。当发动机气动后，歧管压力指示将会降低到一个低于周围空气压力的值。对应的，发动机故障或者功率损失时，歧管压力表会指示在发生故障时的高度上周围空气压力位置上。如图 5-6



Figure 5-6. Engine power output is indicated on the manifold pressure gauge.

歧管压力表(同进气压力表)用色标来指示发动机的运行范围。歧管压力表盘上有一个绿色弧

线表示正常运行范围，红色径向线表示歧管压力的上限。

对于任何给定的转速，都有一个不能超过的歧管压力。如果对应转速下的歧管压力过大，气缸内部的压力就会过量，因此就会到气缸施加过大的应力。如果频繁的重复，这个应力将会使气缸组件变松，最终导致发动机故障。

你可以通过时刻注意转速而避免气缸过应力的状况，特别是增加歧管压力时。遵守特定发动机的制造商建议的功率设定，这样歧管压力和转速之间就可以维持合适的关系。

当歧管压力和转速都需要改变时，正确的功率调节顺序可以避免发动机的过应力：

1. 当功率设定被降低时，在降低转速前降低歧管压力。如果转速是在歧管压力之前降低，歧管压力会自动增加，可能超出制造商设计的容限。
2. 当功率设定增加时，顺序则相反-首先增加转速，然后是歧管压力。

3. 为避免损坏辐射式发动机，最大转速和歧管压力的运行时间必须保持最短，必须避免运行在最大转速和低歧管压力状态。

在正常运行条件下，高性能往复式发动机的最严重磨损，疲劳，和损坏发生在高转速和低歧管压力状态下。

进气系统

进气系统把外部空气和燃油混合，然后把油气混合物送到发生燃烧的气缸。外部空气从引擎罩前部的进气口进入进气系统。这个进气口通常包含一个阻止灰尘和其它外部物体进入的空气过滤器。由于过滤器有时候会被阻塞，必须有一个备用的空气来源。一般的，备用空气来自引擎罩内部，那里绕过阻塞的过滤器。一些备用空气源自动起作用，另一些则需要手工操作。

小飞机的发动机通常使用了两种类型的进气系统：
1. 汽化器系统，在燃油和空气进入进气歧管之前它把燃油和空气在汽化器中混合起来
2. 燃油喷射系统，燃油和空气就在进入每个气缸之前被混合

汽化器系统

汽化器系统分为浮动式和压力式。小飞机上通常没有压力式汽化器。压力式汽化器和浮动式汽化器的基本区别是压力式汽化器通过油泵的压力来输送燃油。

浮动式汽化器系统工作时，外部空气首先经过一个空气过滤器，通常位于引擎罩前部的空气进气口。过滤过的空气流经汽化器，通过文氏管-它是汽化器中的一个喉管。当空气流经文氏管时，产生了一个低压区域，它迫使燃油流经位于喉管处的一个主燃油喷射口。燃油然后流入气流中，在这里燃油和空气混合。如图 5-7

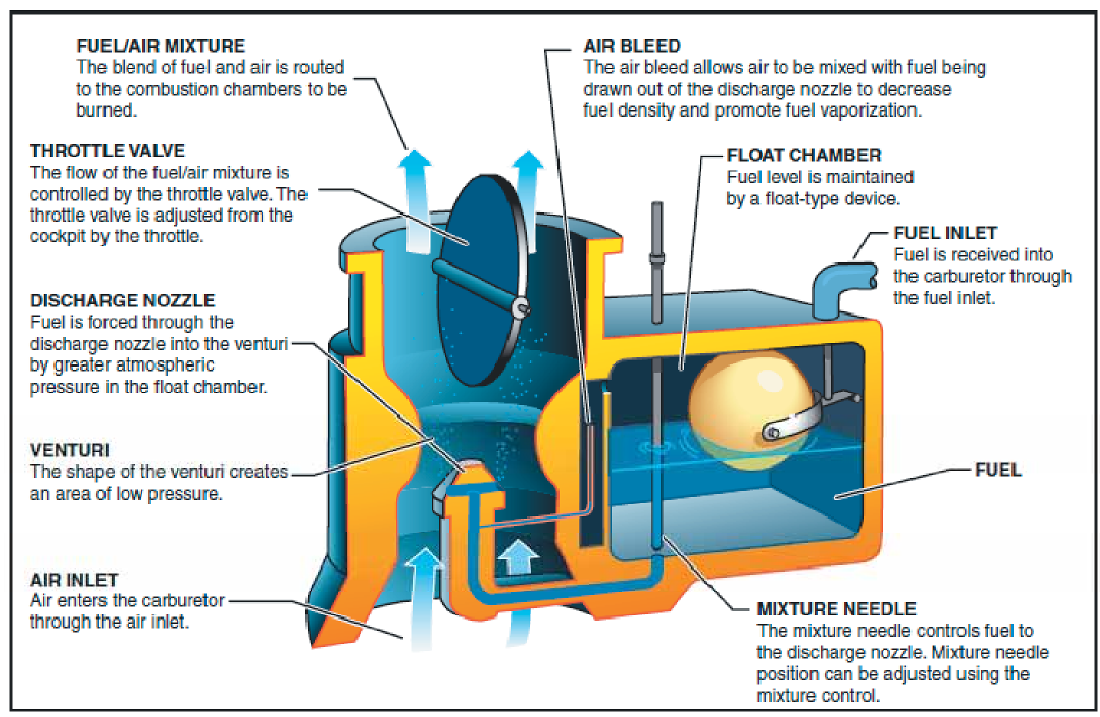


Figure 5-7. Float-type carburetor.

油气混合物又经过进气歧管被吸入燃烧室，在这里它被点燃。浮动式汽化器的名字源于浮力，它使燃油处于浮子室内。一个指针连到浮子室的开口，并且关闭汽化器浮子室的底部开口。这依赖于浮子的位置来测量进入汽化器的正确燃油量，它由浮子式的油位来控制。当油位迫使浮子上升，指针阀门就关闭燃油开口，切断流进汽化器的燃油。当发动机需要额外的燃油时，指针阀门会再次打开。流进燃烧室的油气混合气流是由节流阀调节的，节流阀是由驾驶舱的油门控制的。

混合比控制

汽化器通常是在海平面压力下校准的，这时确立了正确的油气混合比，油气混合控制设定在完全富油(FULL RICH)位置。然而，随着高度增加，进入汽化器的空气密度降低，而燃油密度保持不变。这导致逐渐增加的富油混合，这会导致发动机运行不稳，功率明显的损失。这个不稳定一般是由于火花塞上过量的炭积累导致的火花塞积炭引起的。炭积累的发生是因为过分的富油混合降低了气缸内部的温度，抑制了燃油的完全燃烧。这种情况会发生在高海拔机场的起飞前试车阶段和高高度时的爬升和巡航飞行阶段。要维持正确的油气混合，你必须使用油气混合控制贫油混合气。贫油使燃油流下降，它补偿了高高度时的空气密度降低。

从高高度下降期间，相反情况也发生。混合气必须被富油，或者可能太贫油。过分的贫油混合气会导致爆燃，这会使发动机运行不稳，过热，功率损失。维持适当混合的最好方法是监视发动机的温度，按需要来富油。燃油喷射式发动机的正确混合控制和更好的燃油经济性可以通过使用排气温度表获得。由于调节混合气的过程因不同的飞机而不同，参考飞机飞行手册(AFM)和飞行员操作手册(POH)来确定特定飞机的具体程序是非常重要的。

汽化器结冰

浮动式汽化器的一个缺点是它的结冰倾向。汽化器结冰是因为燃油蒸发效应和文氏管中气压的降低引起的，它会导致汽化器中明显的温度下降。如果空气中的水蒸汽液化且汽化器的温度处于或低于冰点，那么会在汽化器内表面结冰，包括节流阀门。如图 5-8

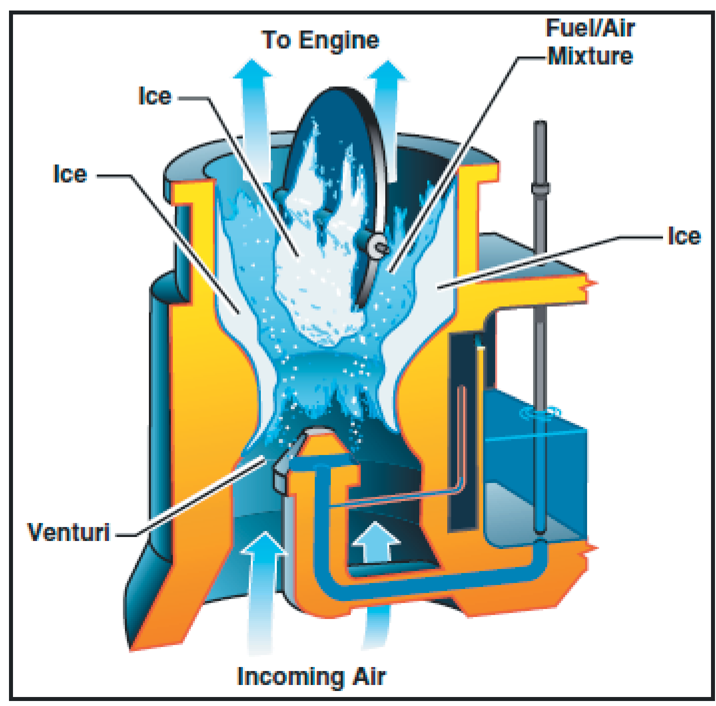


Figure 5-8. The formation of carburetor ice may reduce or block fuel/air flow to the engine.

降低的气压和燃油的气化都有助于汽化器内的温度降低。一般地，冰在节流阀门附近和文氏喉管内形成。这限制了油气混合气流，降低功率。如果形成足够的冰，发动机可能会停止开动。

汽化器结冰最可能发生在温度低于 21 摄氏度(70 华氏度)，相对湿度大于 80%时。然而，由于汽化器内发生的突然冷却，甚至温度高达 38 摄氏度(100 华氏度)湿度低到 50%时也可能发生结冰。这个温度降低可能多达 60-70 华氏度。所以，外部空气 100 华氏度时，70 华氏度的温度降低导致汽化器内的温度达到 30 华氏度。如图 5-9

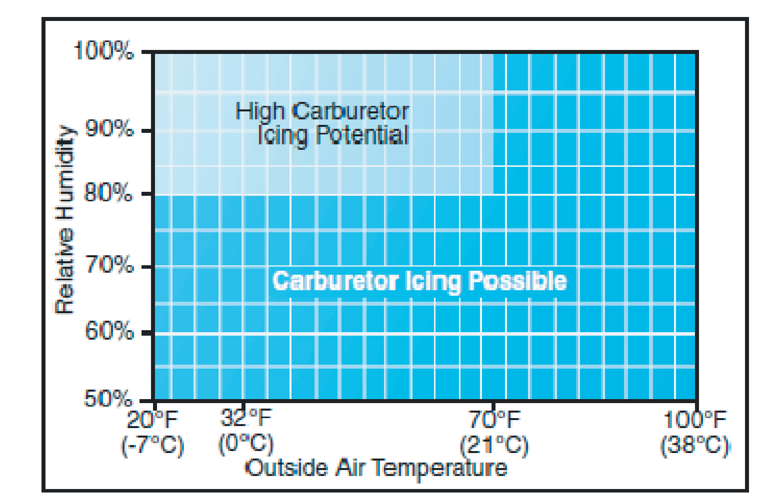


Figure 5-9. Although carburetor ice is most likely to form when the temperature and humidity are in ranges indicated by this chart, carburetor ice is possible under conditions not depicted.

固定节距螺旋桨飞机汽化器结冰的最初表现是发动机转速的下降，接着可能是发动机运行不稳。对于恒速螺旋桨飞机而言，汽化器结冰通常是由歧管压力的降低而转速不变而表现的。螺旋桨节距自动地的调节以补偿功率损失。因此，维持了恒定转速。尽管汽化器结冰可以发生在飞行的任何阶段，下降时使用降低的功率特别危险。在特定条件下，汽化器结冰可能会在你要增加功率前一直不注意的发生。为对付汽化器结冰的影响，浮动式汽化器的发动机采用了汽化器加热系统。

汽化器加热

汽化器加热是一个防结冰系统，它在空气到达汽化器前预先加热空气。汽化器加热是为了保持油气混合气温度高于冰点之上，避免发生汽化器结冰。汽化器加热可以融化汽化器中已经积累形成的不太严重的冰。然而，重点是使用汽化器加热作为一个预防手段。

发动机开动时就应该检查汽化器加热。当使用汽化器加热时，要遵守制造商的建议说明。当飞行中汽化器易于结冰时，要定期的检查它的表现。如果检查到了，要立即打开燃油汽化器加热，开关置于 ON 的位置，直到你确定全部的冰都被融化。如果出现了冰，而打开加热时间不足或者部分加热可能会使情况恶化。在汽化器结冰的极端 ，即使是在冰被除掉以后，也要维持汽化器加热以防冰的进一步形成。如果安装了汽化器温度表，那么它非常利于确定何时使用汽化器加热。

飞行中无论何时关闭油门，发动机都会快速冷却，燃油气化比发动机热的时候更不完全。而且，在这种情况下，发动机更容易受到汽化器结冰的影响。因此，如果你怀疑汽化器结冰条件，预期要进行油门关闭操作，那么在关闭油门之前调节汽化器加热到全开位置，且在油门关闭运行期间一直保持。热量会有助于燃油气化，有助于避免汽化器结冰的形成。定期缓缓的打开油门一会儿，以保持发动机温度，否则汽化器加热器可能提供不了足够的除冰热量。

汽化器加热的使用导致发动机功率的降低，有时达到 15%，因为加热的空气密度比进入发

动机的外界空气密度低。这就使混合气富油。当固定节距螺旋桨飞机上出现结冰现象且使用了汽化器加热时，转速会降低，随着冰的融化转速会逐渐增加。在冰被除掉以后，发动机也应该更平稳的运行。如果没有出现结冰，转速就会降低，然后保持恒定。当在恒速螺旋桨飞机上使用汽化器加热且出现结冰时，你会看到歧管压力的降低，接着逐渐增加。如果没有出现汽化器结冰，歧管压力的逐渐增加将不明显，直到汽化器被关闭。

飞行中飞行员必须要能够识别气化器结冰的形成。另外，也会发生功率，高度和速度的降低。这些征兆有时候伴随着震颤或者发动机运行不稳。一旦发现功率损失，应该立即采取行动消除汽化器中已经形成的冰，防止冰的进一步形成。这是通过使用完全汽化器加热来实现的，它会导致功率的进一步降低，随着融化的冰进入发动机，发动机可能运行不稳。这些现象会持续 30 秒到几分钟，取决于结冰的严重程度。在此期间，飞行员必须抗拒降低汽化器加热应用的诱惑。汽化器加热必须保持在完全加热位置，直到回到正常功率。

由于使用汽化器往往会发动机的输出功率，也会增加运行温度，当需要满功率的时候(如起飞期间)或者在发动机正常运行期间不应该使用汽化器加热，除非为了检查汽化器结冰的出现或者除冰。

汽化器空气温度表

一些飞机装配了汽化器空气温度表，它有助于检测潜在的结冰条件。通常，表盘是用摄氏度作为刻度单位，黄色弧线表示可能结冰的汽化器空气温度。这个黄色弧线的典型范围是负 15 度到 5 度。如果空气的温度和湿度含量不可能引起汽化器结冰，发动机可以运行在指针处于黄线范围内，而没有负面影响。反之，如果大气条件有利于汽化器结冰，必须通过使用汽化器加热来使指针位于黄色弧线之外。

某些汽化器空气温度表有一条红色径向线，它表示发动机制造商建议的最大允许的汽化器进气口温度；还可能包含一个绿色弧线来表示正常运行范围。

外部空气温度表

大多数飞机也会装配以摄氏度和华氏度为单位的外部空气温度表(OAT)。它提供用于计算真空速的外部或者周围空气温度，也有助于检测潜在的结冰条件。

燃油喷射系统

在燃油喷射系统中，要么直接的喷射燃油到气缸中，或者只喷射到进气阀门前。通常认为燃油喷射系统比汽化器系统不易受结冰的影响。然而进气口的冲击结冰(impact icing)是可能的。当冰在飞机的外面形成时发生冲击结冰，阻止了开口如喷射系统的空气进气口。

燃油喷射系统的空气进气口类似于汽化器系统中使用的，有一个备用空气源位于引擎罩内部。如果外部空气源被阻塞了就使用这个源。备用空气源一般是自动运行的，如果自动功能发生故障就会使用备用的手动系统。

燃油喷射系统通常和这些基本组件配合-一个马达驱动的燃油泵，油气控制单元，燃油歧管(燃油分流器)，排放喷嘴，一个辅助的燃油泵，和燃油压力/流量指示仪。如图 5-10

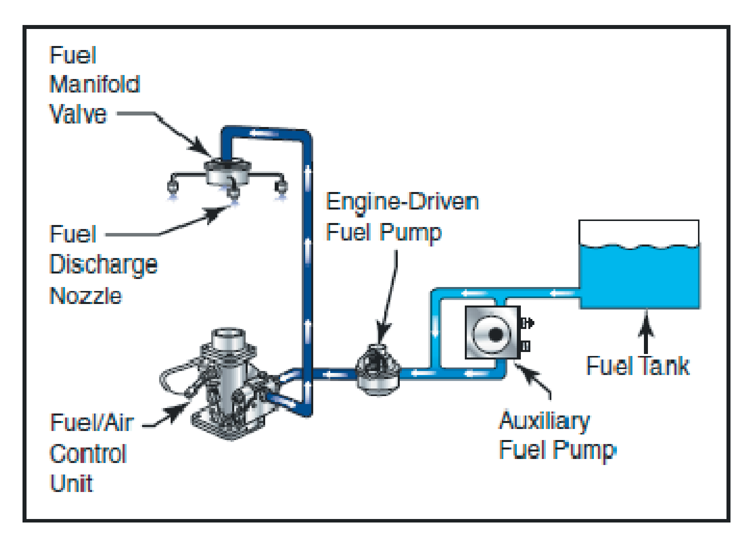


Figure 5-10. Fuel injection system.

辅助燃油泵为用于发动机启动或紧急情况的油气混合控制单元提供受压的燃油。启动后，马达驱动的燃油泵从油箱向油气控制单元提供受压的燃油。这个控制单元本质上代替了汽化器，它基于混合控制设定来计量燃油，然后它以油门控制的速度把燃油发送到燃油歧管阀门。到达燃油歧管阀门之后，燃油被分流到单独的燃油排放喷嘴。排放喷嘴位于每个气缸的头部，直接把油气混合气喷射到每一个气缸进气口。

燃油喷射的一些优点有：

- 降低蒸发结冰
- 更好的燃油流量
- 更快的油门响应
- 油气混合的精确控制
- 更好的燃油分配
- 更容易在冷天气下气动

缺点通常包括：

- 难以启动高温引擎
- 热天气时地面运行期间的气阻
- 由于燃油不足引起的重启发动机停止问题

增压器和涡轮增压器

为增加发动机的功率，制造商已经开发了增压器和涡轮增压器系统压缩进气口空气以增加它的密度。有这些系统的飞机有一个进气压力表，它显示发动机进气歧管内的歧管绝对压力(MAP)。

在海平面标准天气条件下发动机关闭时，进气压力表指示周围空气压力为 29.92 英寸汞柱。因为大气压力随高度没降低 1000 英尺而降低大约 1 英寸汞柱，海拔 5000 英尺高度的机

场在标准天气条件下进气压力表将指示 24.92 英寸汞柱。

随着正常进气的飞机爬升，它最终到达歧管绝对压力不足以正常爬升的高度。这个高度限制是飞机的适用升限，它直接受发动机产生功率的能力影响。如果进入发动机的空气被增压器或者涡轮增加器增加了压力，发动机适用升限可以增加。由于这些系统，你可以飞行在更高的高度，有利于真空速更高，增加绕开不利天气的能力。

增压器

增压器是一个马达驱动的空气泵或者压缩机，它增加歧管压力迫使油气混合气进入气缸。歧管压力越高，油气混合气密度越高，发动机就能够产生更多的功率。对于正常进气的发动机，进气压力是不可能高于周围空气压力的。增压器可以提高歧管压力到 30 英寸汞柱以上。

增压式进气系统的结构和正常进气系统的结构类似，在燃油计量装置和进气歧管之间多了一个额外的增压器。增压器是由马达通过一个一倍速，二倍速或者可变速的齿轮系驱动的。另外，增压器可以有一级或者多级。每一级增加一次压力。因此，增压器根据发生增压的次数可以分为单级，两级，或者多级。

早期形式的单级单速增压器被称为海平面增压器。装配了这种类型增压器的发动机称为海平面发动机。就这种类型的增压器，使用了一个单级齿轮驱动叶轮来增压发动机在所有高度产生的功率。然而，缺点是使用这种增压器，发动机输出功率仍然随高度增加而降低，类似于发生在正常进气的发动机上。
很多高功率辐射式发动机会使用单级-单速增压器，使用一个朝前的进气口，因此进气系统可以完全利用冲压空气。进气道空气通过管道到达汽化器，在那里和气流成比例计量燃油。油气通过管道输送到增压器或者压气机叶轮，它向外加速了油气混合气。一旦被加速，油气混合气通过一个扩压器，在这里空气速度弥补了压力能量。经压缩后产生的高压油气混合气被直接送到气缸。

一些二战期间开发的大的辐射式发动机有一个单级双速增加器。对于这种增压器，单个叶轮可以运行在两个速度上。低叶轮速度称为低压气机设定，而高叶轮速度称为高压气机设定。在装配双速增压器的发动机上，在驾驶舱中有一个控制杆或者开关驱动一个滑油离合器在两个速度间切换。

在正常运行下，起飞时增压器被设定在低压气机位置。在此模式，发动机变成地面增压的发动机，功率输出随着飞机高度增加而降低。然而，一旦飞机到达一个特定高度，功率就会降低，且增压器控制要切换到高压气机位置。然后油门复位到需要的进气压力。装配这种增压器的发动机叫高度发动机。如图 5-11

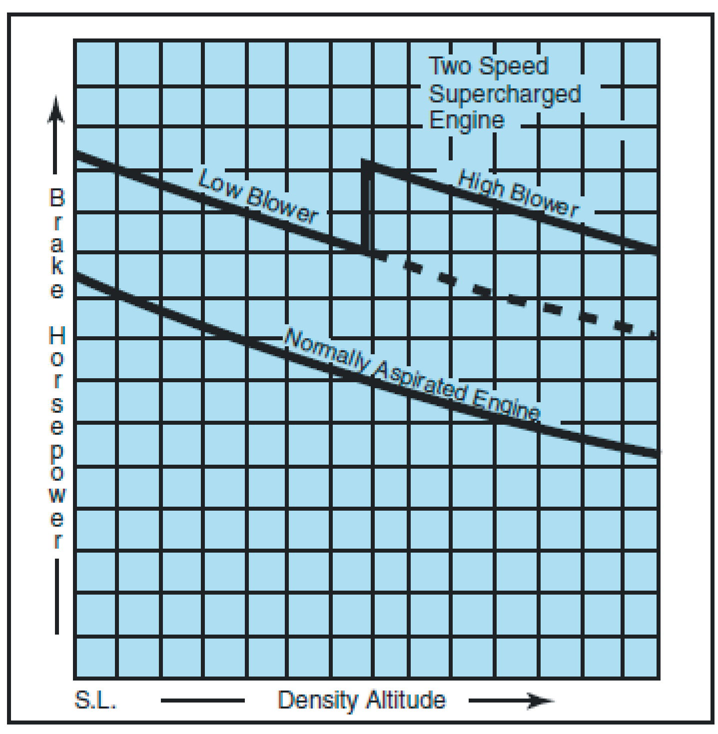


Figure 5-11. Power output of normally aspirated engine compared to a single-stage, two-speed supercharged engine.

涡轮增压器

往复式发动机增加马力的最有效率方法是使用涡轮增压器。齿轮驱动增压器的一个主要缺点是它的功率增加使用了很大部分的发动机功率输出。这个问题用涡轮增压器来避免，因为涡轮增压器的动力来源于发动机的废气。这就是说涡轮增压器从排出的气体重新获得能量。

涡轮增压器的另一个主要优点是可以控制它们在海平面到临界高度内维持发动机的海平面马力。在临界高度之上，功率输出和正常进气的发动机一样会下降。

涡轮增压器增加了发动机的进气压力，这样发动机可以在海平面或者更高高度上获得更大马力。涡轮增压器有两个主要的部分组成：一个涡轮机和一个压缩机。压缩机部分有一个高速旋转的叶轮。当进气经过叶轮的叶片时，叶轮加速了空气，使得大量空气流过压缩机罩。叶轮的作用进而产生高压高密度的空气，它被输送到发动机。为旋转叶轮，发动机的废气被用于驱动安装在叶轮驱动轴对端的涡轮。通过把不同质量的废气引流过涡轮，可以产生更多的能量，导致叶轮输送更多压缩的空气到发动机。废气门用于调节流进涡轮的排气质量。废气门本质上就是一个安装在排气系统中的蝶形阀门。当它关闭后，发动机的大多数废气被迫流过涡轮机。打开时，废气绕过涡轮机直接从发动机的排气管排出。如图 5-12

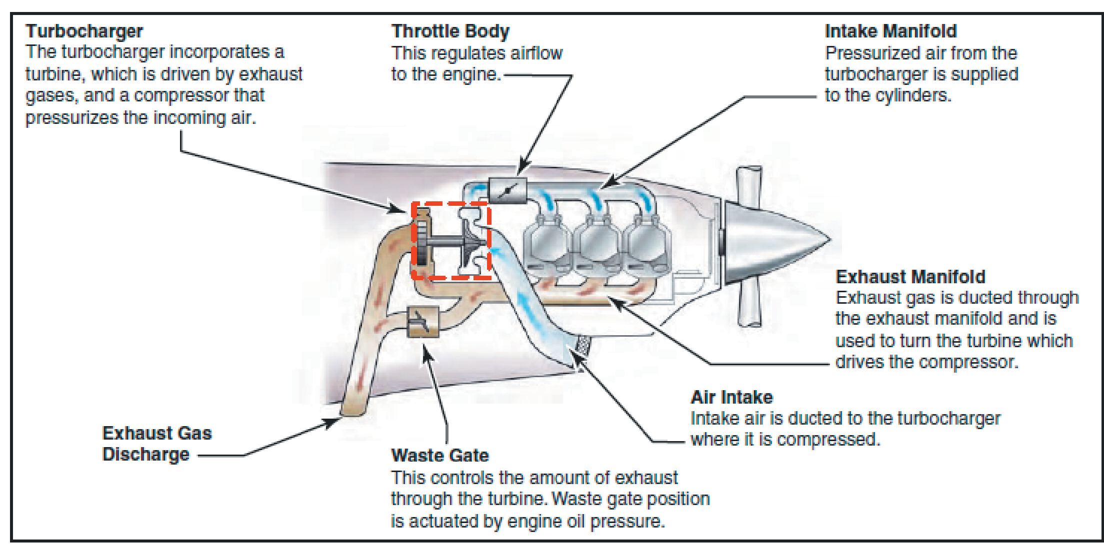


Figure 5-12. Turbocharger components.

由于废气被压缩时温度升高，涡轮增压器导致进气温度增高。为降低这个温度以及减少爆燃的风险，很多涡轮增压发动机使用一个中间冷却器。中间冷却器是一个小的热交换器，它在热的压缩空气进入燃油计量装置前使用外部空气来冷却这些热空气。

系统运行

在大多数现代涡轮增压发动机上，废气门的位置由一个传动装置耦合的压力敏感型控制机构控制。发动机滑油被导向或者导离这个调节器而移动废弃门位置。在这些系统上，仅仅通过改变油门控制的位置，调节器就被自动定位而产生需要的歧管绝对压力(MAP)。

其它涡轮增压器系统设计使用一个独立的手动控制来定位废气门。使用手动控制，你必须密切监视进气压力表以确定何时达到了需要的歧管绝对压力。手动系统通常可以在使用配件市场涡轮增压系统修改过的飞机长看到。这些系统需要特殊的操作考虑。例如，如果废气门在从高高度降低后关闭，可能产生超出发动机限制的进气压力。这种状态称为过增压，它可能导致严重的爆燃，因为下降时空气密度的增加会导致贫油效应。

尽管自动化废气门系统更少可能遇到过增压状态，但仍然会发生。如果你试图应用起飞功率而发动机滑油温度低于它的正常运行范围，冷的润滑油不能尽快的流出进气门调节器而避免过增压。为帮助避免过增压，你应该慎重地前推油门杆以防止超出最大进气压力限制。

驾驶涡轮增压器飞机时有几个你需要知道的系统限制。例如，涡轮增压器的涡轮机和叶轮即使在相当高的温度时也可以运行在 80000rpm 以上的转速。为获得高的旋转速度，系统内的轴承必须持续的供给发动机润滑油，以降低摩擦力和高温。为得到额外的润滑，应用高油门设定之前，润滑油温度应该在正常运行范围内。另外，关闭发动机之前你应该让涡轮增压器冷却，涡轮机速度降低。否则，残余在轴承罩中的润滑油会脱碳沸腾，导致轴承和轴上形成严重的碳沉积。这些沉积快速地降低了涡轮增压器的效率和使用寿命。对于其它限制，请参考飞机飞行手册和飞行员操作手册。

高海拔性能

带涡轮增压系统的飞机爬升时，通常关闭废气门而维持最大允许进气压力。在特定的一点，废气门会完全关闭，随高度进一步增加，进气压力会开始下降。这就使临界高度，它由飞机或者发动机制造商确定。当评估涡轮增压系统的性能时，在指定的临界高度之前进气压力开始下降，那么发动机或者涡轮增压器应该交由合格的航空维修技术员检查维修，以确保系统的正常运行。

点火系统

点火系统为点燃气缸中的油气混合气提供电火花，它由磁电机，火花塞，高压引线和点火开关组成。如图 5-13

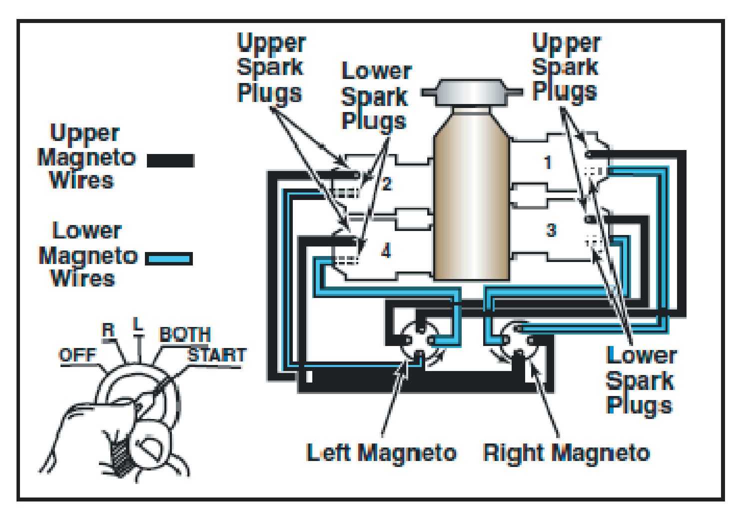


Figure 5-13. Ignition system components.

磁电机使用永久磁铁来产生完全独立于飞机电路系统的电流。磁电机产生足够高的电压在每个气缸内的火花塞间隙之间触发火花。当你接上起动器时系统开始点火，曲轴开始旋转。只要曲轴旋转就会持续运行。

大多数标准认证的飞机安装了一对点火系统，有两个独立的磁电机，分开的两组电缆，以及两组火花塞，这样可以增加点火系统的可靠性。每个磁电机独立运行，点燃气缸中的另一个火花塞。两个火花塞的点火改进了油气混合气的燃烧，导致功率输出得到轻微的增加。如果一个磁电机失效，另一个不会因此而失效。发动机将继续正常工作，尽管你会预期发动机功率输出有轻微降低。如果气缸中两个火花塞中的一个失效，也会发生类似的状况。

磁电机的运行是受驾驶舱中点火开关控制的。开关有 5 档：

1. OFF(关)
2. R-Right(右)
3. L-Left(左)
4. BOTH(两者同时)
5. START(启动)

如果选择了 LEFT(左)或者 RIGHT(右)，只有相应的磁电机才会被激活。选择 BOTH 的时

候，系统的两个磁电机都运行。

在起飞前检查期间，你可以通过观察第一次从 BOTH 到 RIGHT，从 BOTH 到 LEFT 转动点火开关时发动机转速的降低来识别发生故障的磁电机。在此检查过程中，发动机转速的轻微降低是正常的。容许的降低大小列在飞机飞行手册和飞行员操作手册上。当你切换到一个磁电机，发现发动机停止运行或者如果转速的降低超出了容许的限制，那么就不要飞这架飞机，直到问题被解决。原因可能是火花塞污染了，磁电机和火花塞之间的电缆断开或者短路，或者是火花塞不能正常的定时点火。应该注意到使用单个磁电机时发动机转速不降低是不正常的，如果这样，也不能飞这架飞机。

发动机关闭之后，把点火开关拨到关闭(OFF)位置。如果你把点火开关放在打开(ON)位置，即使电池和主开关关闭了，发动机也会点火和旋转，螺旋桨就被驱动，因为磁电机不需要外部电源供电。这种情况下潜在的严重伤害是很明显的。(译者注：磁电机打开也可能导致螺旋桨旋转，打伤不经意的人员。)

磁电机系统中松动的或者断开的电缆也会导致问题。例如，如果磁电机开关位于 OFF 位置，如果磁电机接地电缆被断开那么磁电机可能继续点火。如果发生这种情况，停止发动机的唯一方法是把油气混合气控制杆拨到慢车切断位置，然后让有资格的航空维修技术人员进行系统检查。

燃烧

在正常燃烧期间，油气混合气的燃烧是完全受控和可预测的。尽管燃烧的过程发生在很短的时间内，在一个温度点上油气混合气被火花塞点燃，直到烧光。这种类型的燃烧使得温度和压力能够稳定增加，确保在膨胀气体在功率冲程内合适的时间向活塞传递最大的力。如图 5-14

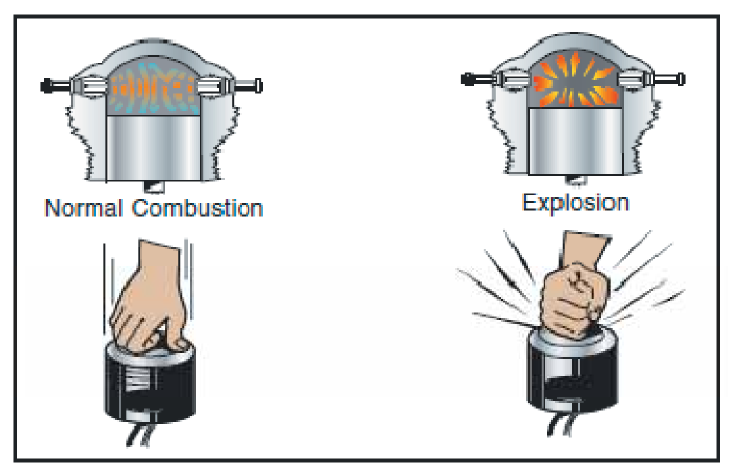


Figure 5-14. Normal combustion and explosive combustion.

爆燃是油气混合气在气缸燃烧室内非受控的爆发性点火。它产生过高的温度和压力，如果不纠正的话，会很快导致活塞，气缸或者阀门的故障。在不太严重的情况下，爆燃导致发动机过热，运行不稳定，或者功率损失。

爆燃表现为较高的气缸头温度，最可能发生在大功率运行时。爆燃的一些常规操作原因包括：

- 使用低于飞机制造商指定等级的燃油
- 以极高进气压力和低转速运行
- 以高功率设定和过分贫油混合气运行
- 爆燃也可能由于持续的地面运行或者快速爬升导致，这种情况下气缸的冷却减少了

通过遵守以下的这些基本准则可以避免地面和飞行的不同阶段发生的爆燃：
- 确保使用了适当等级的燃油
- 在地面时，保持整流罩襟翼(如果有的话)处于全开位置，这样能够使通过整流罩的气流最大。
- 在起飞和爬升的最初阶段，使用富油混合控制可以降低爆燃的发生，同时要保持小的爬升角度来增加气缸的制冷。
- 避免持续的大功率急爬升。
- 培养一个监视发动机仪表的习惯，以确保符合制造商制定的操作规程。

当油气混合气在发动机正常点燃时刻之前燃烧就发生了早燃。过早的燃烧通常是由于燃烧室内残余的热区域引起的，通常原因是火花塞上少量的碳沉积或者断裂的火花塞绝缘体，或者气缸中的其它损坏，它们产生了部分的热足以点燃油气混合气。早燃导致发动机损失功率，产生高的运行温度。和爆燃一起，早燃也会导致发动机严重的损坏，因为膨胀的气体就在压缩冲程就对活塞施加过大的力。

爆燃和早燃经常同时发生，其中之一会导致另一个发生。因为要么是伴随着发动机性能降低的工作状态导致高的发动机温度，通常难以区分这两者。使用建议等级的燃油，发动机运行在适当的温度，压力和转速范围这样可以降低爆燃或者早燃的几率。

燃油系统

燃油系统是设计用来提供持续的从油箱到发动机的洁净燃油流量。燃油在所有发动机功率，高度，姿态和所有核准的飞行机动条件下必须能够供给发动机。小飞机上使用了两个常规类别的燃油系统-重力馈送系统和燃油泵系统。

重力馈送系统使用重力来把燃油从邮箱输送到发动机，例如，在上翼飞机上，油箱是安装在机翼里的。油箱被置于汽化器之上，燃油由于重力经过系统送到汽化器。如果飞机的设计不能用重力输送燃油，就要安装油泵，例如，在下翼飞机上机翼中的邮箱处于汽化器下方。如图 5-15

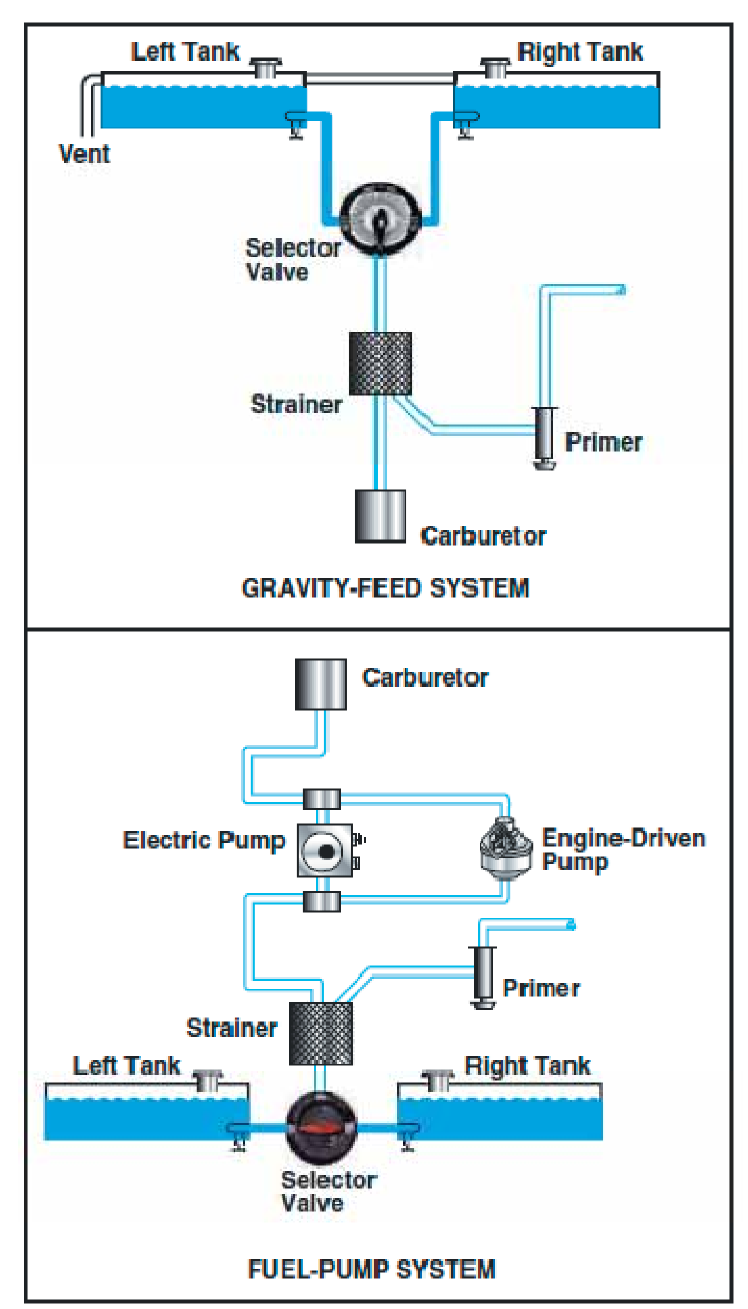


Figure 5-15. Gravity-feed and fuel-pump systems.

油泵

有油泵系统的飞机使用两组油泵。主泵系统是马达驱动的，电驱动的辅助泵用于发动机气动或者在马达驱动泵失效时。辅助泵也称为增压泵，为燃油系统提供增加的可靠性。电驱动辅助泵由驾驶舱中的开关控制。

起动注油器

重力馈送和油泵系统也可以结合气动注油器。启动注油器用于气动发动机之前从油箱中抽油

直接气化送入气缸。在冷天气特别有用，那时发动机会很难气动，因为没有足够的热量来气化汽化器中的燃油。气动注油器在不使用时锁定位置很重要。如果旋钮可以自由活动，飞行中它会被振动出来，引起过分富油。要避免注油过多，请阅读你的飞机的注油说明。

油箱

油箱通常位于飞机的机翼内，在机翼上面有一个可以加油的加油口。加油口盖子盖住这个开口。油箱通过通风管和外部相连，以维持油箱内部的气压。它们可以通过加油口盖或者从机翼表面伸出的管子通风。油箱也包括一个单独的或者是和油箱通风管在一起的溢出排油管。这让燃油在温度升高时膨胀而不会损坏油箱本身。如果油箱在热天被加满，经常会看到燃油从溢出排油口流出。

燃油表

油量表指示了每一个油箱中传感单元测量出来的燃油量，以加仑或者磅为单位表示。飞机认证规则只要求燃油表在读数为空(Empty)时是精确的。任何不是空的读数应该被校验。不要只依赖油量表的准确性。飞行前检查期间务必要目视检查每一个油箱的油量水平然后跟对应的油量表读数比较。(译者注：小飞机上通常飞行前检查使用有刻度的杆子在加油口测量油的深度，对比指示仪来核实油量。)

如果燃油系统中安装了一个油泵，也会安装一个油压表。这个表指示油管中的压力。正常运行压力可以在飞行员操作手册和飞机飞行手册中找到，或者仪表刻度盘上的色标。

燃油选择器

燃油选择阀门允许从不同的油箱选择燃油。常规类型的选择阀门有四个位置：LEFT,RIGHT,BOTH 和 OFF。选择 LEFT 或者 RIGHT 位置就只使用左边或者右边油箱的燃油，选择 BOTH 时使用两个油箱的燃油。左右位置的选择可以用于平衡残留在每个油箱中的油量。如图 5-16

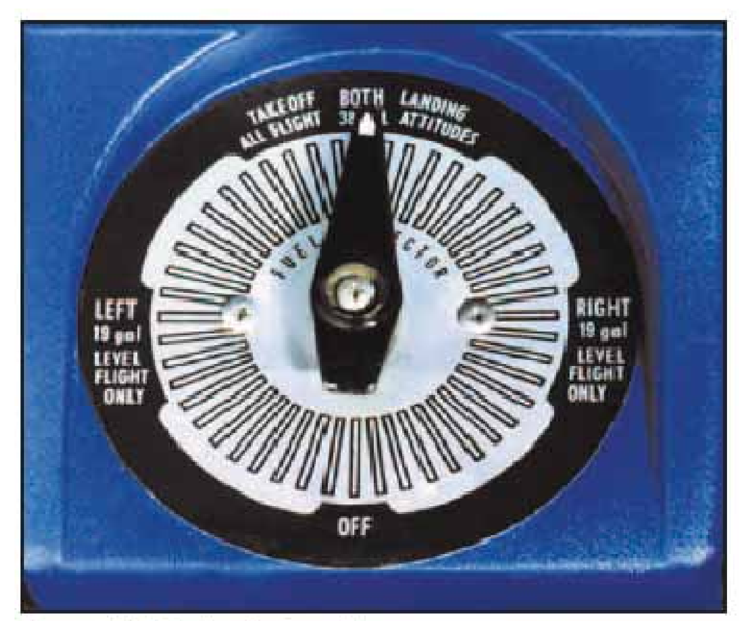


Figure 5-16. Fuel selector valve.

燃油标牌将说明油箱使用的任何限制，例如"只能水平飞行"和/或着陆和起飞这"两者"。
无论使用的燃油选择器类型是什么，都应该密切的监视燃油消耗以保证某个油箱的油不能用光。用干油箱的油不仅导致发动机停止，而且长期的使用一个油箱会导致油箱之间的燃油载荷失衡。油箱中的油完全用干会让空气进入燃油系统，会导致气阻。当发生这种状态时，就难以再气动发动机。在燃油喷射型发动机上，燃油可能变得非常热导致燃油在油管中气化，使得燃油不能到达气缸。

燃油过滤器 / 沉淀器 / 排油管

经过燃油选择阀门后，燃油在进入汽化器之前会通过一个过滤器。这个过滤器清除灰尘和系统中可能有的其它沉积物。由于这些污染物比航空燃油重，它们会迁移到过滤器部件底部的沉积器中。沉积器被定义为燃油系统或者油箱中的低位置点。燃油系统可能包含沉积器，燃油过滤器和油箱排油器，其中的一些可能是合为一体的。

每次飞行前燃油过滤器应该放油。应该从过滤器取出燃油样本，并目视检查水和污染物。沉积器中的水是危险的，因为在冷天水会结冰堵塞油管。在热天，它会流进汽化器，停止发动机。如果水出现在沉积器中，可能在油箱中有更多的水，要继续把它们排出来，直到没有水的迹象。任何情况下，在你确定所有水份和污染物已经从发动机燃油系统中清除之前永不要起飞。

由于燃油系统的变化，你应该十分的熟悉你的飞机使用的系统。请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册了解详细的操作程序。

燃油等级

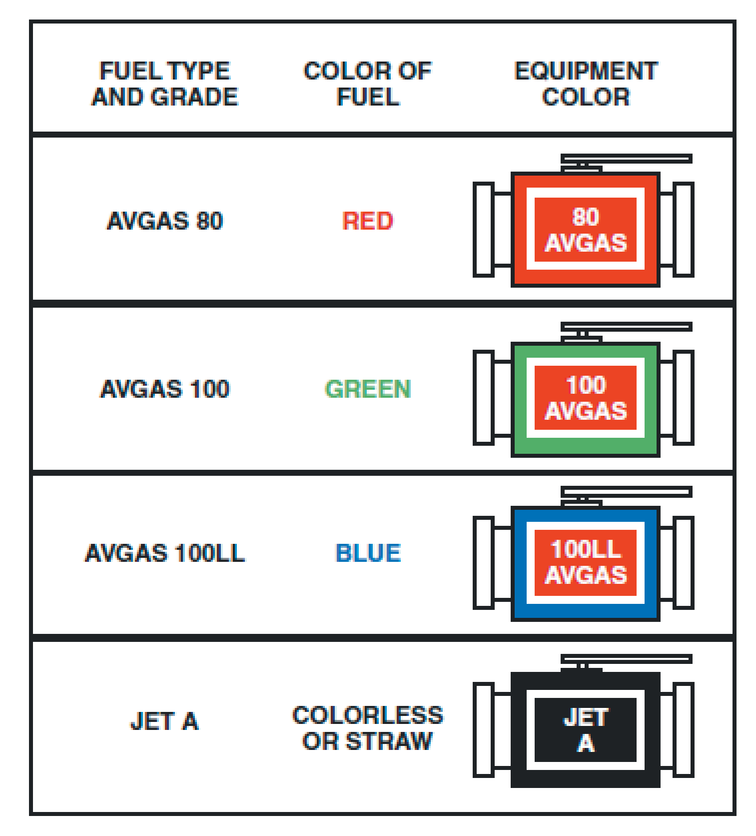
航空汽油是由辛烷或者功率值来识别的，它标志抗爆值或者发动机气缸中油气混合的抗爆震性能。汽油的等级越高，燃油能承受的不产生爆燃压力也就更大。较低等级的燃油用在低压

发动机上，因为这些燃油可在低温点燃。较高等级的燃油用在较高压力的发动机上，因为它们必须在较高温度点燃，但是不会过早点燃。如果没有适当等级的燃油可用，那么使用下一个较高等级的燃油作为替代品。永远不要使用低一级的燃油。这会导致气缸头温度和发动机润滑油温度超出它们的正常运行范围，这可能导致爆燃。

有几种等级的燃油可用。必须细心确保特定类型的发动机使用了正确的航空燃油等级。正确的燃油等级在飞机飞行手册或者飞行员操作手册中有说明，在驾驶舱的标牌和加油盖边上也有。出于铅含量的考虑，汽车用汽油永远也不要用于飞机发动机，除非发动机已经已经按照 FAA 颁发的附加型号合格证(STC)改装过。

现在识别用于往复式发动机的飞机航空汽油的方法是根据辛烷值和功率值，缩写为 AVGAS。这些飞机使用 AVGAS80,100 和 100LL。尽管 AVGAS 100LL 的性能和 100 是一样的，LL 表示它的低铅含量。涡轮发动机飞机的燃油是使用 JET A,JET A-1 和 JET B 识别的。喷气机燃油主要是煤油，有与众不同的煤油气味。

因为使用正确的燃油非常重要，增加了染色来帮助识别燃油的类型和等级。如图 5-17



FUEL TYPE AND GRADE	COLOR OF FUEL	EQUIPMENT COLOR
AVGAS 80	RED	80 AVGAS
AVGAS 100	GREEN	100 AVGAS
AVGAS 100LL	BLUE	100LL AVGAS
JET A	COLORLESS OR STRAW	JET A

Figure 5-17. Aviation fuel color-coding system.

除了燃油本身的颜色之外，色标系统还扩展到识别标记和各种机场燃油处理设备。例如，所有航空汽油用红色背景上白色字母的名字识别。相反，涡轮机燃油用黑色背景上的白色字母来识别。

燃油污染

由于燃油污染引发的动力失效而引起的事故，大多数归因于:

- 飞行员没有执行充分的飞行前检查
- 使用来自小油箱或者油桶不正确过滤的燃油维护飞机
- 飞机保管时油箱没有完全加满
- 缺乏正确的保养

应该从燃油过滤器快速排放口放出燃油，从每一个油箱沉积器到透明容器，然后检查其中的污物和水。当燃油过滤器放油时，油箱中的水直到所有的油从连到油箱的管子排出后才能看到。因此，从燃油过滤器排出足够的油以确保燃油从油箱放出。油量取决于从油箱到放油口的输油管长度。如果在第一份取样中发现水或者其它污物，要一直排放到没有污物迹象。

燃油过滤器的放油已经没有显示任何水的迹象，水也可能残留在油箱中。残留的水份只能通过油箱沉积器放油口排泄。

水是主要的燃油污染物。燃油中悬浮的水滴可以通过燃油的云状外形或者有色燃油和水清楚的分开来识别，这些现象发生在水沉降到油箱底部的时候。作为一个安全措施，每次飞行前检查都要对燃油沉积器进行放油。

每次飞行后应该加满油箱，或者至少在当天最后飞行完毕加满，以防止油箱中的水汽凝结。另一个防止水汽凝结的方法是避免从油罐或者油桶加油。从油罐或者油桶加油会导致燃油污染。

在任何情况下使用漏斗和麂皮从油罐或者油桶加油都是危险的，应该被阻止。在偏远地区或者在紧急情况下，可能没有足够抗污染的备用加油来源，麂皮或漏斗可能是唯一的过滤燃油的方法。然而，使用麂皮不一定总是会导致燃油污染。用坏的麂皮不能过滤水份；即使是一个已经新的干净的湿润麂皮也不能。大多数仿制麂皮不能过滤水份。

加油程序

飞行中空气通过飞机表面摩擦时或者在加油时燃油流经软管和喷管都会产生静电。尼龙，涤纶或者羊毛服装特别倾向于积累静电和从人到漏斗或者喷管泄放静电。为预防静电点燃燃油挥发汽的可能性，燃油盖从油箱拿走之前应该有一根接点电线链接到飞机。在开始加油前，加油嘴应该接地到飞机，在整个加油过程中都要保持接地。当使用加油车时，它应该在加油嘴接触到飞机前接地。

如果必须从油罐或者油桶加油，正确的屏蔽和接地链接是重要的。油桶应该被放在靠近接地杆位置，要遵守下列顺序的连接：

1. 油桶连接到地
2. 地连接到飞机
3. 油桶连接到飞机
4. 加油盖拿掉之前喷嘴连接到飞机

当断开连接时，顺序相反。

燃油通过麂皮的流动增加了静电的积累和打火花的危险。飞机必须正确的接地，喷嘴，麂皮和漏斗搭接到飞机上。如果使用了一个油罐，它应该连接到接地杆或者漏斗。任何情况下这个操作中都不能使用塑料漏斗或者类似绝缘容器。

起动系统

大多数小飞机使用一个直接启动的电启动器系统。这个系统包括一个电源，导线，开关，和一个操作起动器的圆筒形线圈和一个启动器马达。大多数飞机的起动器工作时可以自动接通和脱离，但是一些旧飞机的起动器是通过一个飞行员开动的杆子而机械式接通的。起动器接通飞机的飞轮，使发动机以可以启动和维持运行的速度转动。

启动所需的电力通常由机载电池提供，但是也可以由外部电容器提供。当电池开关打开时，电力通过电池螺线圈供应到主电力汇流条。起动器和起动器开关都从汇流条获得电流，但是在起动器开关打开到启动(Start)位置启动线圈被激励之前起动器不会运行。当起动器开关从启动位置解除后，起动器马达的螺旋管失去功率。起动器马达被保护以防被发动机通过起动器传动的离合器驱动，离合器能让发动机转的比气动马达更快。如图 5-18

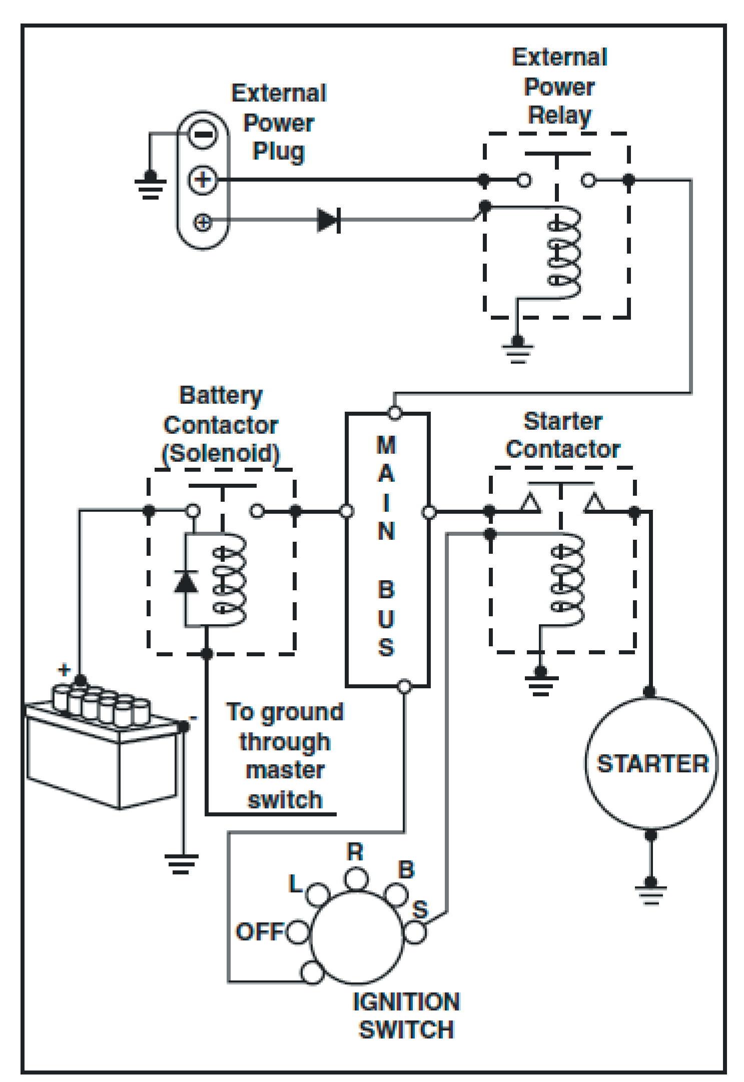


Figure 5-18. Typical starting circuit.

启动发动机时，必须严格遵守安全和礼貌规则。其中一个最重要的是确定没有人靠近螺旋桨。另外，轮子应该使用制动垫块和手闸，以避免意外运动导致的危险。为避免螺旋桨和财产的损坏，飞机应该停在那种螺旋桨不能扬起沙粒和尘土的区域。

润滑系统

发动机润滑系统完成几个重要的功能，包括：

- 发动机活动部件的润滑
- 通过降低摩擦来冷却发动机
- 带走气缸的热量
- 提供气缸壁和活塞之间的密封
- 带走污染物

往复式发动机使用湿沉积或者干沉积润滑系统。在干沉积系统中，润滑油存储在一个独立的油箱里，使用油泵通过发动机循环。在湿沉积系统中，润滑油位于沉积器中，它是发动机整体的一部分。如图 5-19

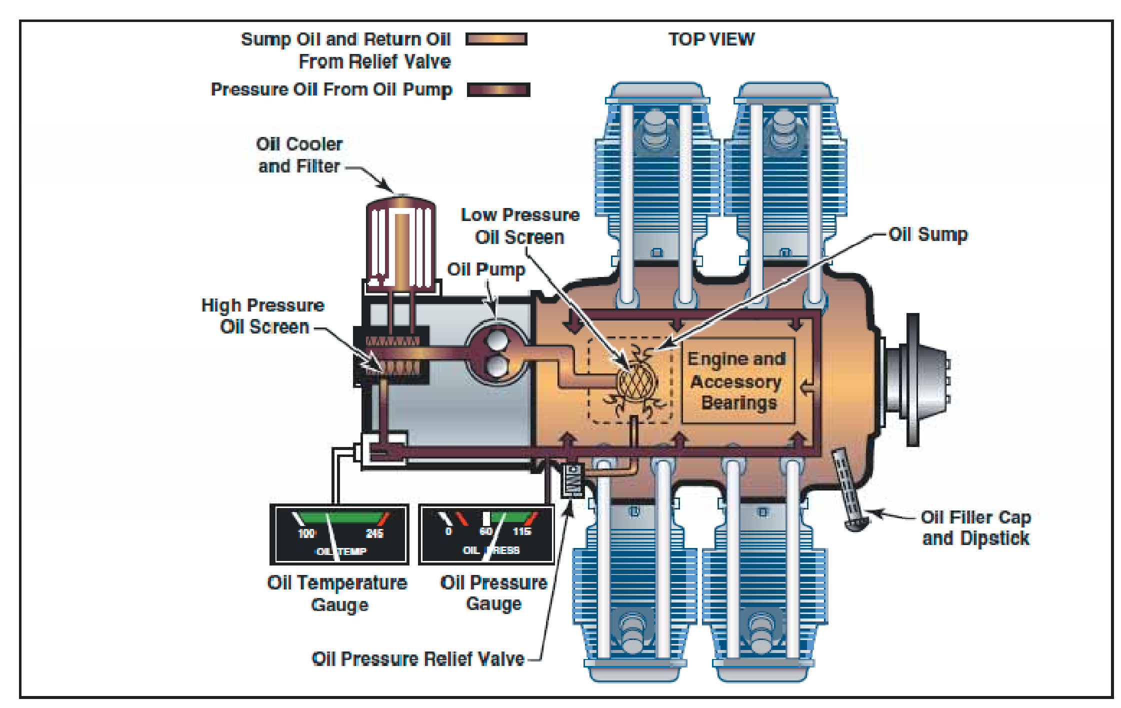


Figure 5-19. Wet-sump oil system.

湿沉积系统的主要部件是油泵，它从沉积器抽油并导流到发动机。润滑油流过发动机之后，返回到沉积器。在一些发动机内，旋转的曲轴还提供了额外的润滑油，它把润滑油飞溅到发动机的各部分。

干沉积系统也有油泵提供油压，但是润滑油来源于位于发动机外部独立的润滑油箱。润滑油流过发动机之后，它被回油泵从发动机的不同部分抽回到润滑油箱。干沉积系统能够为发动机提供更大量的润滑油，使得它更适合用于非常大的往复式发动机。

润滑油压力表直接表示了润滑系统的工作情况。它以磅/平方英寸为单位测量供应到发动机的润滑油压力。绿色表示正常工作范围，而红色表示最小和最大压力。发动机启动时润滑油压力表上应该有油压指示。请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册来了解制造商给出的限制。

润滑油温度表测量润滑油的温度。绿色区域表示正常工作范围，红色线表示最大允许温度。和润滑油压力不一样，润滑油温度的变化更为缓慢。在起动一台冷的发动机时特别明显，可能需要几分钟时间或者更长才能看到温度表显示温度增加。

飞行时定期的检查润滑油温度，特别是周围的空气温度低或者高时。高的温度读数可能表示堵塞的油管，润滑油量变低，阻塞的润滑油制冷器或者温度表故障。低温读数可能表示在冷天气运行时润滑油的粘度不合适。

润滑油加油盖和量油计(测量润滑油的油量)通常位于飞机引擎罩内的操纵板上。如果润滑油量没达到制造商建议的运行油量要求，那么需要增加润滑油。飞机飞行手册和飞行员操作手册或者靠近操纵板边上的标牌会提供正确的润滑油类型和重量信息，以及最少和最大油量。如图 5-20



Figure 5-20. Always check the engine oil level during the preflight inspection.

发动机制冷系统

气缸内燃烧的燃油产生大量的热量，大多数通过排气系统排放出去。然而大量剩余的热量必须要散去，以防发动机过热。否则，过高的发动机温度会引起功率损失，过量的润滑油消耗，爆燃和严重的发动机损坏。

虽然润滑油系统对于发动机的内部制冷很重要，但是还需要对发动机外表面的制冷方法。尽管一些小飞机是液冷的，但是大多数是气冷的。

气冷是通过空气从飞机引擎罩前方的开口流进发动机隔舱而实现的。导流片引导空气从发动机气缸外的散热片和其它部件上流过，这时空气吸收了发动机的热量。热空气通过引擎罩的下方后方部分的一个或多个开口排出去。如图 5-21

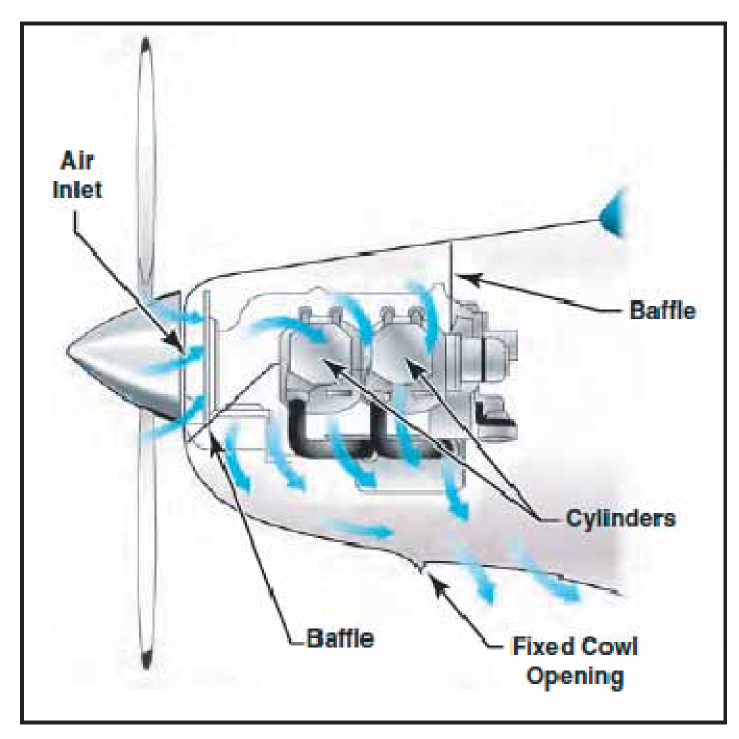


Figure 5-21. Outside air aids in cooling the engine.

外部空气通过螺旋桨轮毂后面的进口进入发动机的隔舱。导流片把它们导流到发动机最热的部分，主要是气缸，它有增加暴露在气流中的面积的散热片。

气冷系统在地面运行，起飞，复飞以及其它高功率低空速运行阶段时效率不高。相反的，高速下降产生了过多的空气会使发动机快速冷却，受突然的温度波动影响。

发动机运行在高于其设计温度的条件下会导致功率损失，过多的润滑油消耗以及爆燃。也会导致严重的部件损坏，例如擦伤气缸壁，损坏活塞和活塞环，烧毁或扭曲阀门。监视驾驶舱中发动机温度仪表能够帮助避免高的运行温度。

未装配通风片的飞机在正常运行条件下，发动机温度可以通过改变空速或者发动机输出功率来控制。发动机高温可以通过增加空速和/或减小功率来降低。

润滑油温度表是对上升的发动机温度的一个间接的延迟的指示，但是如果只有这个方法的话也可以用于确定发动机温度。

很多飞机装配了气缸头温度表。这个仪表指示了直接而及时的气缸温度变化。这个仪表的刻度以摄氏度或者华氏度为单位，通常是有色标的，绿色弧线表示正常运行范围。仪表上的红线表示最大允许气缸头温度。

为避免过高的气缸头温度，可以增加空速，富油控制和/或降低功率。这些程序的任意一个都可以帮助降低发动机温度。在装配了通风片的飞机上，使用通风片来控制温度。通风片是铰链在开口上的盖子，通过它热空气得意排出。如果发动机温度低，通风片可以关闭，所以就限制了排出的热气流使得发动机温度升高。如果发动机温度高，通风片打开以匀速更强的

气流通过系统，可以降低发动机温度。

排气系统

发动机排气系统把燃烧完的气体排出机外，为客舱提供热量和为风挡玻璃除霜。排气系统有链接在气缸上的排气导管和消声器和消声器外壳。废气通过排气阀门排出气缸，然后经过排气管路系统排放到大气中。

为了给驾驶舱供热，外部空气被抽进空气进气口，通过管道输送到消声器的外壳。消声器用废气加热，进而加热了消声器周围的空气。热空气然后被管道输送到驾驶舱用于供热和除霜。供热和除霜由驾驶舱控制，可以调节到需要的程度。

废气中含有大量的一氧化碳，它是无嗅无色的。一氧化碳是致命的，实际上不可能检测到它的存在。排气系统必须运行良好，没有裂缝。

一些排气系统有一个废气温度探头。这个探头把排气温度(EGT)传送到驾驶舱中的仪表上。EGT 仪表测量排气管中的废气温度。这个温度随进入气缸的油气混合比而变化，可以用于调节游戏混合气的一个基准。EGT 表能够非常准确的指示正确的油气混合设定。当使用 EGT 来辅助贫油是，可以减低燃油消耗。对于特别的程序，请参考制造商的贫油建议。

电力系统

飞机配备的是 14 伏特或者 28 伏特的直流电路系统。一个基本的飞机电力系统包含下列组成部分：

- 交流发电机
- 电池
- 主/电池开关
- 交流发电机开关
- 汇流条，熔断器和断路器
- 调压器
- 电流表/载荷表
- 有关的电线

发动机驱动的交流发电机或者发电机为电力系统提供电流，它们也为电池维持足够电荷。存储在电池中的电能为启动发动机提供电源，在交流发电机失效的时候作为一个受限的电源使用。

大多数直流发电机在低转速时不能产生足够大小的电流来运行整个电力系统。因此，发动机低转速运行期间，电力需求必须以电池来满足，电池会被很快耗尽。

交流发电机比发电机有几个优势。交流发电机通过交流电流能够产生足够的电流来运作整个电力系统，甚至在较低的发动机转速时，产生的交流电流可以转换成直流。交流发电机的电力输出在发动机转速的很大范围内更加恒定。

一些飞机有地面电源设备(GPU)可以链接的插座,可为启动时提供电能。这些是非常有用的,特别是在冷天气启动时。请根据制造商建议使用地面电源设备(GPU)进行发动机启动。

电力系统是使用主开关(Master switch)打开或关闭的。当主开关旋到打开(ON)位置时,除点火系统外,所有电子设备的电路都会获得电能。通常使用电力系统作为能量来源的设备包括：

- 航行灯
- 防撞灯
- 着陆灯
- 滑行灯
- 驾驶舱内部灯光
- 仪表灯
- 无线电设备
- 转弯指示仪
- 燃油表
- 电力燃油泵
- 失速警告系统
- 空速管加热
- 启动马达

很多飞机配备了电池开关，它控制飞机电源的方式和主开关类似。另外，安装了交流发电机开关，这个开关可以让飞行员在交流发电机故障时把它从电力系统独立出去。如图 5-22



Figure 5-22. On this master switch, the left half is for the alternator and the right half is for the battery.

当开关的交流这一半位于关闭(OFF)位置时，全部的电力负荷是在电池上。因此，所有不必要的电子设备应该关闭以保存电池动力。

汇流条作为飞机电力系统的接线端子，用于链接主电力系统和使用电力作为动力源的设备。

这简化了布线系统和提供分布于系统的常用电压接入点。如图 5-23

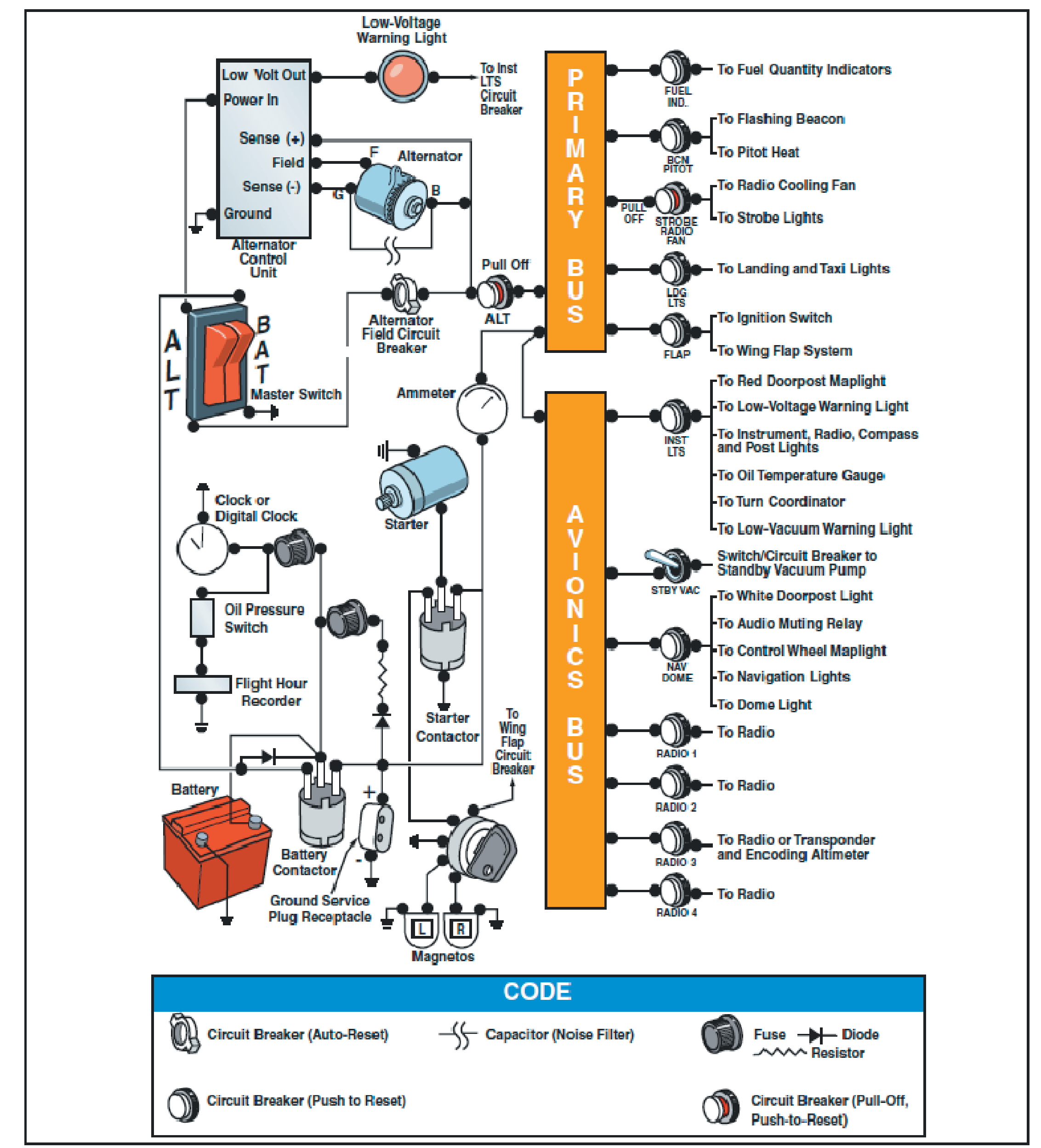


Figure 5-23. Electrical system schematic.

电力系统中使用的熔断器或者断路器用于保护电路和设备以防电力过载。飞机上应该保存有适当安培极限的备用保险丝来替换失效或者损坏的保险丝。断路器有和保险丝相同的功能，如果电力系统发生过载情况，断路器可以手动复位，而不是替换。保险丝或者断路器面板上的标牌用名字标识电路，也显示电流极限值。

电流表用于监视飞机电力系统的性能。如果交流发电机/发电机正产生足够的电力供应，那么电流表会有所显示。它也会指示电池是否正在充电。

电流表的设计是表盘中央是零点，左右为正负指示。如图 5-24



Figure 5-24. Ammeter and loadmeter.

当左侧电流表(上图左侧的仪表)指针在正的一边(指针右偏)时，它表示充电的速度。负的读数意味着电池在放电而不是要替换它。全程负偏转表示交流发电机有故障。全程正偏转表示调压器有故障。无论哪种情况下，请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册采取正确的措施。

不是所有的飞机装配了电流表。一些飞机有一个警告灯，当亮时，它表示发电机故障时的系统放电。请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册采取正确的措施。

另一个电力监视指示仪是载荷表。这种仪表在 5-24 的插图中有解释，它有一个从 0 开始的量程，显示了交流发电机上的载荷。载荷表通过电子配件和电池来反映电路系统的发电功率上载荷总百分比。当所有电力组件关闭时，它只反映电池需要的充电电流的大小。

电压调节器通过使发电机或者交流发电机的电力输出稳定来控制电池的充电速度。发电机/交流发电机的输出电压应该比电池电压高。例如，12v 的电池应该用大约 14v 的发电机系统充电。电压差使得电池充电。

液压系统

飞机上使用的液压装置有多种应用，取决于飞机的复杂度。例如，液压装置经常用于小飞机上来操纵轮制动，可伸缩起落架和一些恒速螺旋桨。在大飞机上，液压装置用于飞行控制面，襟翼，扰流板和其它系统。

基本的液压系统由油箱，泵(手动，电力或者发动机驱动的)，保持液体清洁的过滤器，控制流动方向的选择阀门，减轻过大压力的泄压阀和一个传动装置组成。

液压流体被油泵输送经系统到达传动机构或者伺服系统。基于系统的需要，伺服系统可以是单动式或者双动式的。这就意味着流体可以应用到伺服系统的一边或者两边，取决于伺服类型，因此对单动式伺服系统提供单方向的动力。伺服系统是一个气缸和其中的一个活塞，它把流体压力转换成功，产生移动飞机系统或者飞行控制所需的动力。选择阀门使得液体流向可以被控制。类似伸出或者收起起落架的操作时这是必须的，那时流体必须能在两个方向上工作。泄压阀门为系统在液压过大时提供一个出口。每一个系统结合不同的组成部分来满足不同飞机的独特需要。

小飞机上最广泛使用的是矿物基液体。这种类型的液压流体，它是类似煤油的石油产品，有良好的润滑特性，以及抑制发泡的添加剂来阻止腐蚀的形成。它在化学特性上是非常稳定的，

它的粘性随温度变化很小，且被染色易于识别。由于通常有好几种类型的液压流体可以使用，请你确定你的飞机使用了制造商指定的液压油类型。请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册或者维修手册。如图 5-25

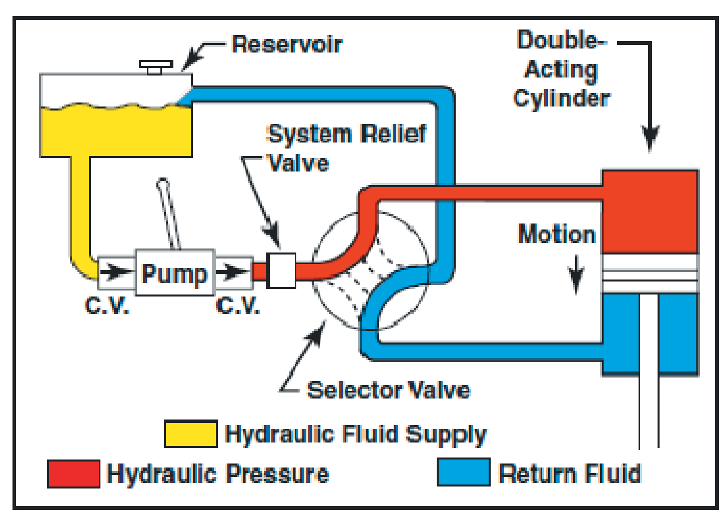


Figure 5-25. Basic hydraulic system.

起落架

起落架构成了飞机在地面上的主要支撑部分。最常见类型的起落架由轮子构成，但是飞机也可以装配用于水上运行的浮子，或者用于雪上着陆的雪橇。如图 5-26



Figure 5-26. The landing gear supports the airplane during the takeoff run, landing, taxiing, and when parked.

小飞机上的起落架包含 3 个轮子：两个主轮，机身的每边有一个，另一个轮子要么位于飞机前方或者后方。使用后安装轮子的起落架称为传统起落架。传统起落架的飞机通常指尾轮飞机。当第三个轮子位于机头位置时，它称为前轮，这种设计称为前三点式起落架。可转向的前轮或者尾轮使得飞机在面上运行的整个过程中可控。

前三点式起落架飞机

前三点式起落架飞机有三个主要优点：
1）它在飞机高速着陆时允许更有力的制动而不会导致飞机机头抬升
2）它在起飞，着陆和滑行中可以为飞行员获得更好的前向视野
3）地面运行期间，它通过提供更好的方向稳定性易于阻止地面滑移，原因是飞机的重心位于飞机主轮前方。所以，前方的重心倾向于保持飞机以直线向前移动而不是突然滑出。

前轮要不是可以手动转向的，要么是可以脚舵定向的。可转向的前轮用线缆或者杆子连接到脚舵，而脚轮转向的前轮则可以自由旋转。在两种情况下，你都使用方向舵踏板操纵飞机。然而，脚轮式前轮的飞机可能要求你把方向舵踏板的使用和制动器的独立使用结合起来。

后三点式起落架飞机

在后三点式起落架飞机上，两个主轮安装在机身的重心前方，支撑了结构的大部分重量，而非常靠后的尾轮作为第三个支撑点。这种安装对于大型螺旋桨飞机有足够的地面间隙，更适合于在没有坚实地面的场地运作。如图 5-27



Figure 5-27. Tailwheel landing gear.

后三点式起落架的主要缺点是它的重心位于主轮之后。这使得在地面时的定向控制更加困难。如果你允许飞机在地面滑跑时以低于方向舵低于足够控制的速度漂摆，重新将会倾向主轮前移。这会导致飞机失控旋转。

后三点式起落架飞机的另一个缺点是在尾轮接地或者靠近地面时缺少良好的前方视野。由于这些相关的危险，后三点式飞机需要特有的训练。

固定和可伸缩起落架

起落架也可以分为固定式或可伸缩式。固定式起落架总是伸出机身的，优点是简洁只需要很少的维护。可伸缩起落架的设计使得飞机更加流线型，巡航飞行时起落架可以收回存储在机

身结构内部。如图 5-28



Figure 5-28. Fixed and retractable gear airplanes.

制动器

飞机制动器位于主轮上，通过手控制或者脚踏控制。脚踏互相独立操作，可以差动制动。地面运行期间，差动制动可以作为前轮/尾轮转向的补充。

自动驾驶

自动驾驶被设计用于控制飞机和帮助降低飞行员的工作量。自动驾驶的限制取决于系统的复杂度。自动驾驶的常用功能有高度和航向保持。更先进的系统可能包括垂直速度和/或指示空速保持模式。大多数自动驾驶系统和导航辅助设备结合使用。

自动驾驶系统由驱动飞行控制的伺服系统组成。这些伺服系统的数量和位置取决于系统复杂度。例如，单轴向自动驾驶控制飞机绕纵轴运行，伺服系统驱动副翼。三轴向自动驾驶控制飞机绕纵轴，横轴和垂直轴运动；三个不同的伺服系统驱动副翼，升降舵和方向舵。

自动驾驶系统也结合了一个可以自动或者手动脱离系统的断开安全功能(disconnect safety)。自动驾驶也可以被手工取代。因为自动驾驶系统在操作方面有很大的不同，请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册中的自动驾驶操作说明。

密封飞机

当飞机飞行在高空时，它消耗的燃油比相同速度下低空飞行时消耗的少。也就是说，飞机在高空飞行时更有效。另外，在暴风雨之上相对平稳的气流中飞行可以避开坏天气和紊流。由于在高空飞行的优势，很多现代通用航空类飞机开始设计成可在这种环境下运行的。飞行员要过渡到如此复杂的设备，至少熟悉基本的操作原理是非常重要的。

机舱增压系统为乘客提供足够的舒适度和安全实现了几个功能。在飞机的最大设计巡航高度上它维持机舱高度大约为 8000 英尺，避免可能使飞行员和机组人员不舒服或者带来伤害的机舱压力高度的快速变化。此外，增压系统让机舱内的空气和外部空气进行相当快速的交换。

这对消除臭味和排出浑浊空气是必要的。如图 5-29

STANDARD ATMOSPHERIC PRESSURE			
Altitude (ft)	Pressure (p.s.i.)	Altitude (ft)	Pressure (p.s.i.)
Sea Level	14.7	16,000	8.0
2,000	13.7	18,000	7.3
4,000	12.7	20,000	6.8
6,000	11.8	22,000	6.2
8,000	10.9	24,000	5.7
10,000	10.1	26,000	5.2
12,000	9.4	28,000	4.8
14,000	8.6	30,000	4.4

Figure 5-29. Standard atmospheric pressure chart.

飞机机舱的增压是保护乘员免受缺氧影响的公认方法。在增压的机舱内，乘客可以舒适而安全的经历较长时间的飞行，特别是机舱高度维持在 8000 英尺或者以下时，这时可以不需要氧气设备。这种类型飞机的机组人员必须知道机舱压力意外降低的危险和准备好应对随时发生的这种紧急情况。

在典型的增压系统中，机舱，飞行舱和行李舱组成一个密封单元，它内部的气压能高于外部大体压力。在涡轮发动机驱动的飞机上，发动机压缩段的放气用于为机舱加压。旧式涡轮机驱动的飞机上可能使用增压器来把空气泵送到密封的机舱。活塞驱动的飞机可能使用通过声速管从每个发动机涡轮增压器提供的空气。空气从机身上称为排气阀的出口放出。排气口通过调节空气的流出来使得空气持续的流进增压区域。如图 5-30

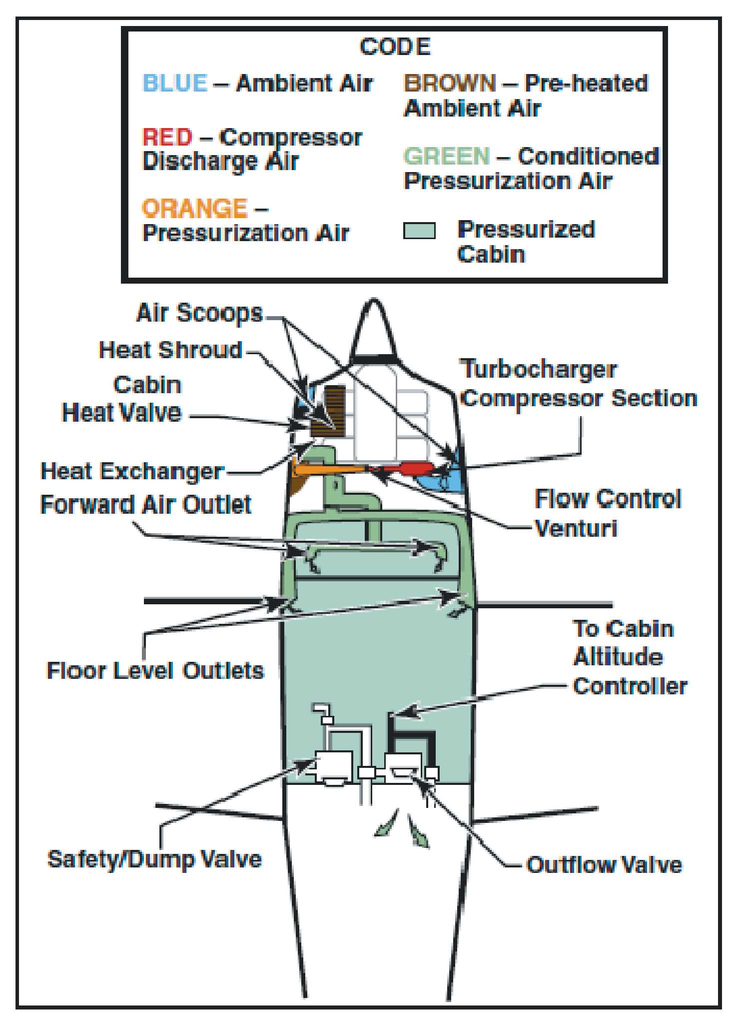


Figure 5-30. High performance airplane pressurization system.

为理解增压和空气调节系统的运行原理，有必要熟悉一些相关的术语和定义，例如：

- 飞机高度-飞机所飞行的位置距离海平面的高度
- 环境温度-靠近飞机周围区域的温度
- 环境压力-靠近飞机周围区域的压力
- 机舱高度-用于根据海平面等效高度表示的机舱压力
- 压差-作用于机舱壁两侧之间的压力差。在飞机的空气调节系统和增压系统中，机舱压力和大气压力是不同的。

机舱压力控制系统调节机舱压力，压力解除，真空解除以及选择等压和差压范围内期望机舱高度的方法。此外，机舱压力的释放是压力控制系统的一个功能。机舱压力调节器，排气阀，和安全阀用于完成这些功能。

机舱压力调节器控制机舱压力在等压范围内的一个选定值，限定机舱压力在差压范围内的一个预设的差压值。当飞机到达一个高度，这个高度上机舱内外的压力差等于机身结构设计的最高差压，飞机高度的进一步增加将导致机舱高度的相应增加。差压控制用于防止超过机身设计的最大差压。差压由机舱的结构强度和机舱大小对缺口大概面积的关系来确定，例如窗口面积和门的大小。

机舱空气压力安全阀是压力释放阀，真空解除阀和倾泄阀的组合。压力释放阀防止机舱压力超过环境压力上预先确定的差压。真空解除阀防止环境压力超过机舱压力，方法是周围压力超过机舱压力时允许外部空气进入机舱。驾驶舱控制开关调节倾泄阀。当这个开关在撞凰位置，一个电磁阀打开，使阀门释放空气到外部大气中。

加压程度和飞机运行高度受限于几个关键的设计要素。主要是机身要设计成能够承受特别大的机舱差压。

增压控制器使用了几个仪表。机舱差压表指示内部和外部的压力差。应该监视这个仪表以确保机舱没超出最大允许差压。机舱高度计也用于检查系统的性能。一些情况下，这两个仪表复合成一个。第三个仪表指示了机舱的爬升或者下降速度。机舱爬升率仪表和机舱高度计如图 5-31

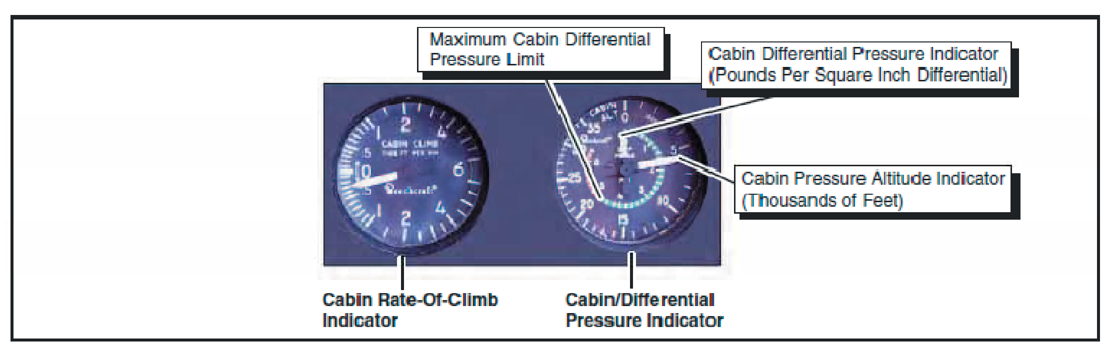


Figure 5-31. Cabin pressurization instruments.

降压被定义为飞机增压系统的失能以维持它的设计压差。这可以由于增压系统故障或者飞机的结构损坏而引起。生理学上的，降压分成两类：

突发性降压-突发性降压定义为机舱压力的变化比肺能降压的速度快；因此，这可能导致肺受伤。正常的，不受限制(例如未带面罩)的条件下从肺部呼出空气需要的时间为 0.2 秒。大多数权威把 0.5 秒内的任何压降都看成突发性降压，含有潜在危险。

快速降压-快速降压定义为肺部压力的释放可以比机舱压力下降快的压降现象；因此，就没有肺部受伤的可能性。

突发性降压时，可能有噪音，大约几分之一秒，人会感觉到头昏。机舱空气会充满雾气，灰尘或者飞沙。发生雾气是因为温度的快速降低和相对湿度的改变。通常的，耳朵会自动恢复听力。由于空气从肺部排出，个别人可能感觉到口鼻呼吸急促。

降压的主要危险是缺氧。除非及时正确的使用了氧气设备，可能发生段时间的休克或者头晕。当人受快速降压影响时，人的正常知觉时间会明显的缩短。这是因为身体上压力的快速下降-肺部氧气被快速呼出。这在效果上部分的降低了血液中的氧气压力，因此飞行员的有效反映时间比正常时间降低了三分之一到四分之一。出于这个原因，在非常高的高度上应该带上样子面罩(35000 英尺或者更高)。如果飞机装配了需求供养系统或者压力需求供养系统，建议机组人员在高高度时氧气调节器选择 100%氧气供应。

另一个危险是如果靠近飞机出口(如舱门)有振动或者被吹出飞机的危险。因此，当飞机是增压飞机时，靠近出口的人坐在座位上的话应该一直带好安全背带或者座椅安全带。

高海拔降压时的另一个潜在危险是引发航空降压病(gas decompression sickness)的可能性。你还需要面对暴露在风吹和极低温度下这样的危险。

如果这些问题可以被降到最低，那么从高处快速下降是必须的。所有增压飞机的设备中都有自动化视听警告系统。

供氧系统

大多数飞行高度很高的飞机都装配了某种类型的固定式供氧装置。如果飞机没有固定式装置，那么飞行期间必须有手提式供养装置可用。手提式装置通常由一个容器，调节器，面罩出口和压力表。飞机的氧气通常存储在 1800-2200 磅每平方英寸的高压系统容器中。当氧气筒周围的温度下降时，气筒内的压力也会下降，因为氧气量不变的话，压力直接随温度变化。如果补充氧气罐上的指示压力降低，没有氧气耗尽的可疑原因，只是因为存储罐在飞机的未加热区域被压缩了。高压氧气罐在充气之前要标注上容许的 psi 压力容限(例如 1800psi)。气罐只能存储航空氧气，它是 100%纯度的氧气。工业氧气不能用于呼吸，可能包含杂质，医疗氧气包含水蒸汽，当暴露在低温环境时可能在调节器里结冰。为保证安全，应该定期检查和维护供养系统。

一副供氧系统由面罩和根据机舱高度供应氧气流的调节器组成。可以用于高度达 40000 英尺的核准的调节器，它被设计用于在机舱高度为 8000 英尺以下时提供 0%气瓶氧气和 100%机舱空气，在大约 34000 英尺时比率改变为 100%氧气和 0%机舱空气。可用于高度达 45000 英尺的核准的调节器被设计用来在低高度时提供 40%气瓶氧气和 60%机舱空气，高高度时比率变化到 100%。没有氧气时，飞行员应该避免白天飞行在高于 10000 英尺，避免夜晚高于 8000 英尺。如图 5-32



Figure 5-32. Oxygen system regulator.

飞行员应该知道使用氧气时火的危险。通常耐火性差的材料在氧气中容易燃烧。润滑油和者油脂如果暴露在氧气中可能着火，它们不能用于密封阀门和氧气设备的配件。使用任何类型的氧气设备期间都禁止吸烟。每次飞行之前，飞行员应该完整的检查和测试供氧设备。检查应该包括一个完整的飞机氧气设备测试，包括可用量，系统工作状态检查，和确保备用氧气设备随时可用。检查应该老实完成，应该包括目视检查面罩，滴泪管，裂缝，或者变质；调节阀门和调节杆的状态和位置 ;氧气质量 ;和氧气压力表的位置和运行，流量指示仪和连接。应该带上氧气面罩测试系统。任何氧气使用后，确认所有部件和阀门都被关闭。

面罩

随设计细节的变化有多种类型的氧气面罩可以使用。在这个手册中讨论所有类型的面罩是不切实际的。面罩要和所用的特定的氧气系统兼容这点很重要。机组人员的面罩要适合使用者的面部确保最小泄露。机组人员的面罩通常还有一个话筒。大多数面罩是口鼻型的，它只盖住嘴和鼻子。

乘客面罩可能要简单，杯形橡胶造型足够的柔软能够适合个人的脸型。它们可能还有一个简单的弹性头部拉带或者乘客可以用手抓住保持在脸上。

所有氧气面罩应该保持干净。这降低传染病的危险和延长了面罩的寿命。要清洁面罩，使用湿度的肥皂水来洗，然后用干净的水冲洗。如果安装了话筒，使用一个干净的抹布擦去肥皂液，而不是自来水。面罩还应该被消毒。浸湿了硫柳汞(译者注：水杨乙汞,一种杀菌剂)水溶液的纱布衬垫可以用于彻底清洗面罩。这个溶液应该是每夸脱水包含五分之一茶匙容量的硫柳汞(译者注：大约相当于 0.35 毫升硫柳汞每升水,一茶匙约为大茶匙的 1/3，大茶匙约为 5 毫升)。使用干净的布擦干面罩，然后在空气中抽干。

浓度需求供氧系统

浓度需求供氧系统只在用户通过面罩吸气的时候提供氧气。自动混合拨杆允许调节器自动的混合机舱空气和氧气或者提供 100%氧气，取决于飞行高度。需求面罩能够紧密的和脸部密封，防止外部空气的稀释，可以安全的使用高度为 40000 英尺。飞行员如果有胡子或者胡须的话，应该确保修理后的胡须不会妨碍氧气面罩的密封。在地面上就应该检查面罩在胡须或胡子上的佩戴是否有适当的密封。

压力要求供氧系统

压力需求供氧系统类似浓度需求供氧装置，而它的氧气是在机舱高度达到 34000 英尺以上的压力时供应到面罩的。压力需求调节器也产生气密和不透氧的密封，但是它们也为氧气面罩的脸部提供正压力的氧气使用户的肺受到氧气的压力。这个功能使得压力需求调节器在 40000 英尺以上高度也是安全的。一些系统可能有调节器直接连接到面罩的压力需求面罩，而不是安装在驾驶舱的仪表面板或者其它区域。安装了面罩的调节器消除了长软管的问题，因为长软管在 100%氧气流进面罩之前必须用空气净化。

连续流供氧系统

连续流供氧系统通常提供给乘客。乘客面罩通常有一个储气囊，它在面罩使用者呼气的时候从连续流供氧系统收集氧气。收集到储气囊的氧气允许吸气循环时可以有较高的吸气气流速度，它可以降低空气稀释的程度。当储气囊氧气耗光后，吸气时周围的空气就会混合到供应的氧气。呼出的空气释放到机舱。如图 5-33

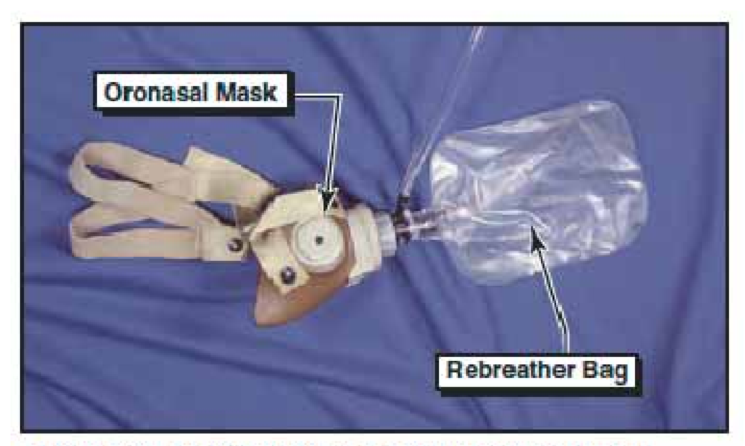


Figure 5-33. Continuous flow mask and rebreather bag.

供氧系统的维护

无论何时飞机供氧系统维护时应该能观察到某些预先警告。维护任何飞机的供氧之前，请参考特定的飞机维护手册以确定需要的装备类型和使用的程序。供氧系统的维护应该只能在飞机位于修理库之外时完成。维护供氧系统时个人的清洁和良好的整理工作是必不可少的。氧气在压力下和石油产品互相接触后产生自发的结果。维护人员在开始维护供氧装备前一定要清洗它们手上的灰尘，润滑油和油脂(包括唇膏和发油)。衣服和工具干净无润滑油和油脂也是重要的。安装了永久式氧气罐的飞机通常需要两个人完成系统的维护。一个人应该站在维护设备控制阀位置，另一个应该站在可以观察飞机系统压力表的地方。不建议在飞机加油操作期间维护供氧系统，也要避免在执行其它可能导致点火源的工作时维护供氧系统。乘客登机时维护供氧系统也是不建议的。

冰流控制系统

安装在飞机上的冰流控制系统由防冰和除冰装置组成。防冰装置是设计用于阻止冰的形成，而除冰装置是设计用于除掉已经形成的结冰。冰流控制系统能够保护机翼和尾翼面的前缘，空速管和静压口的开口，油箱通风管，失速告警装置，挡风板，螺旋桨叶片。某些飞机上可能也安装了结冰检测灯光，用来检测夜晚飞行时的结构性结冰的强度。因为很多飞机没有认证结冰条件下的飞行，请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册了解详细情况。

机翼冰流控制

可膨胀的除冰罩由搭接到机翼前缘的橡胶薄板组成。当冰在前缘形成时，一个由发动机驱动的气动泵使得橡胶罩膨胀。一些涡轮螺旋桨飞机把发动机的排气转向到机翼来使橡胶罩膨胀。一旦膨胀，冰就会破碎，应该从机翼前缘掉落。除冰罩是从驾驶舱用开关来控制的，可以单次运行也可以定期的自动运行。按照制造商的建议来使用除冰罩非常重要。如果除冰罩允许过分频繁的循环工作，冰会在除冰罩的轮廓上形成，致使除冰罩失效。如图 5-34

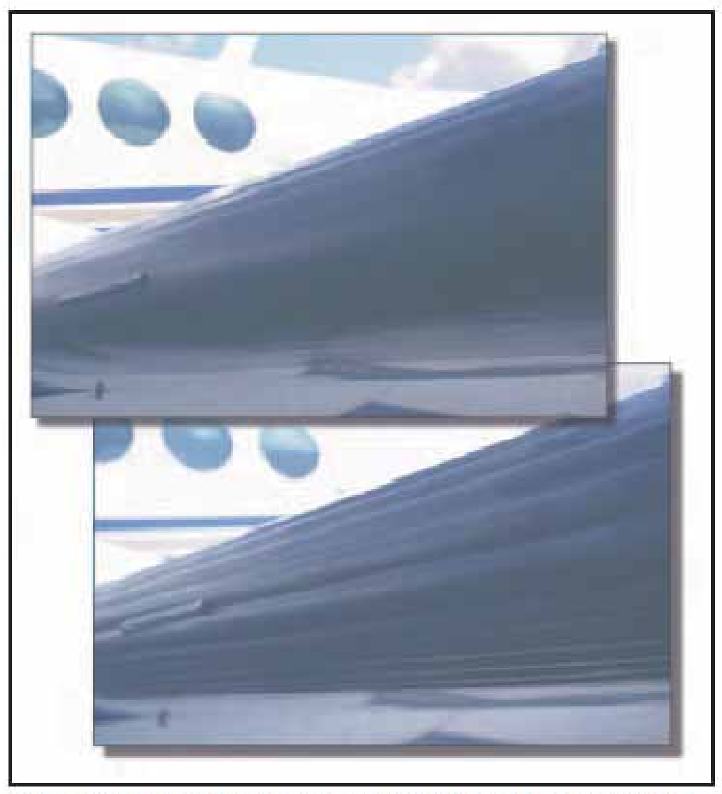


Figure 5-34. De-icing boots on the leading edge of the wing.

很多除冰罩系统使用仪表系统真空计和气压计来指示正确的除冰操作。这些仪表有指示除冰操作限制的范围标记。一些系统也会配备一个信号器灯光来指示正确的除冰操作。

除冰罩的正确维护和保养对这个系统的连续运行很重要。在飞行前应该仔细检查它们。

另一种机翼前缘保护是安装在涡轮发动机飞机上的热防冰系统。这个系统设计用于防止冰的形成，它是通过把发动机压缩段的热空气导向到翼面前缘来实现的。这个系统在进入结冰状态前开始运作。热空气加热前缘，足以阻止结冰的形成。

一种可选类型的前缘保护是和热防冰以及除冰罩都不一样，它称为渗漏机翼(weeping wing)。渗漏翼设计使用了位于机翼前缘的小洞。化学混合物被泵送到前缘，通过小洞渗出来防止冰的形成和增长。

风挡玻璃除冰控制

有两种主要类型的挡风玻璃防冰系统。第一种系统引导酒精流到挡风玻璃上。如果足够早的使用它，酒精就会阻止冰在挡风玻璃上的增长。酒精流的速度可以通过驾驶舱中的刻度盘根据飞机制造商建议的程序来控制。

防冰设备另一个有效的方法是电加热方法。小的金属丝或者其它导电材料嵌入挡风玻璃。加热器可以通过驾驶舱中的开关打开，那时电流通过屏蔽层的金属丝而提供足够的热量防止挡风玻璃上结冰的形成。电流会导致罗盘偏差误差；在某些情况下，可达到 40 度。受热的挡风玻璃只能在飞行时使用。地面运行时不要带开它，它会过热导致挡风玻璃的损坏。

螺旋桨除冰控制

螺旋桨通过使用酒精或者电加热元件来防冰保护。一些螺旋桨配备了指向桨叶根部的排放喷嘴。酒精从喷嘴放出，离心力使得酒精流向桨叶的前缘。这阻止了在螺旋桨的前缘结冰。螺旋桨也可以安装螺旋桨除冰罩。螺旋桨除冰罩分为两部分，舱内部分和舱外部分。除冰罩是开槽的，以助于导流酒精，它们还嵌入了用于加热螺旋桨来传导电流的电线。螺旋桨除冰系统可以通过监视螺旋桨防冰电流表来监视它的正常运行。在飞行前检查期间，要检查螺旋桨除冰罩的正常运行。如果一个除冰罩不能加热一个桨叶，会导致不相等的桨叶载荷，进而可能导致严重的螺旋桨振动。如图 5-35



Figure 5-35. Prop ammeter and anti-ice boots.

其它除冰控制系统

空速管和静压口，燃油通风管，失速警告传感器，和其它可供选择的设备可以被电力装置加热。电加热系统的飞行检查要根据飞机飞行手册或飞行员操作手册来检查。

飞机的防冰和除冰系统的运行应该在遇到结冰条件之前检查到。遇到结构性结冰时要求及时

的补救措施。防冰和除冰设备不预期在结冰条件下维持长期飞行。

涡轮发动机

涡轮发动机通过增加空气流过发动机的速度来产生推力。它包括进气道，压缩器，燃烧室，涡轮节，和排气节。如图 5-36

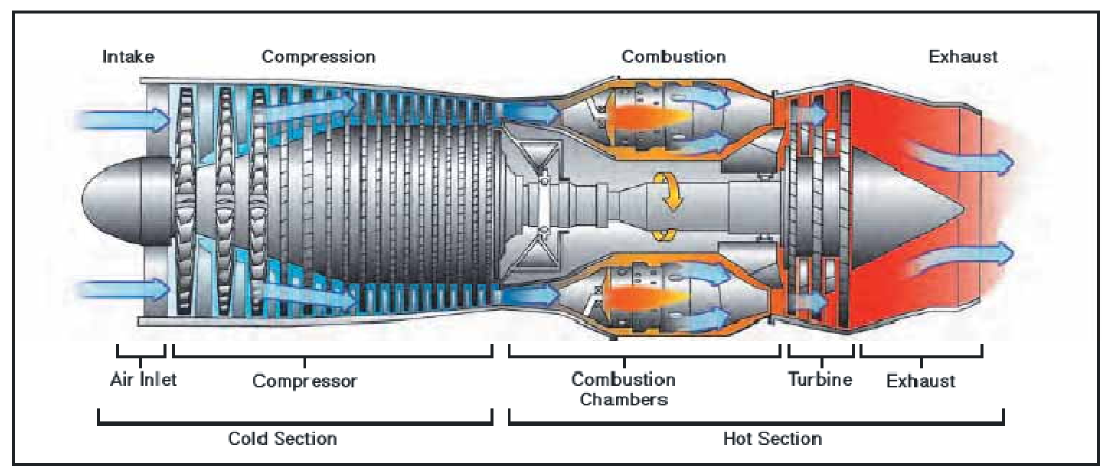


Figure 5-36. Basic components of a turbine engine.

涡轮发动机相比往复式发动机有下列优点：振动少，增加飞机性能，可靠性高，和容易操作。

涡轮发动机类型

涡轮发动机是根据它们使用的压缩器类型来分类的。压缩器类型分为三类：离心流式，轴流式，和离心轴流式。离心流式发动机中进气道空气是通过加速空气以垂直于机器纵轴的方向排出而得到压缩的。轴流式发动机通过一系列旋转和平行于纵轴移动空气的固定翼形而压缩空气。离心轴流式设计使用这两类压缩器来获得需要的压缩。

空气经过发动机的路径和如何产生功率确定了发动机的类型。有四种类型的飞机涡轮发动机-涡轮喷气发动机，涡轮螺旋桨发动机，涡轮风扇发动机和涡轮轴发动机。

涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机包含四节：压缩器，燃烧室，涡轮节，和排气节。压缩器部分空气以高速度通过进气道到达燃烧室。燃烧室包含燃油入口和用于燃烧的点火器。膨胀的空气驱动涡轮，涡轮通过轴连接到压缩器，支持发动机的运行。从发动机排出加速的排气提供推力。这是基本应用了压缩空气，点燃油气混合物，产生动力以自维持发动机运行，和用于推进的排气。

涡轮喷气发动机受限于航程和续航力。它们在低压缩器速度时对油门的反应也慢。

涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机是一个通过减速齿轮驱动螺旋桨的涡轮发动机。排出气体驱动一个动力涡轮机，它通过一个轴和减速齿轮组件连接。减速齿轮在涡轮螺旋桨发动机上是必须的，因为螺旋桨转速比发动机运行转速低得多的时候才能得到最佳螺旋桨性能。涡轮螺旋桨发动机是涡轮喷气发动机和往复式发动机的一个折衷产物。涡轮螺旋桨发动机最有效率的速度范围是 250mph 到 400mph（英里每小时），高度位于 18000 英尺到 30000 英尺。它们在起飞和着陆时低空速状态也能很好的运行，燃油效率也好。涡轮螺旋桨发动机的最小单位燃油消耗通常位于高度范围 25000 英尺到对流层顶。

涡轮风扇发动机

涡轮风扇发动机的发展结合了涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机的一些最好特征。涡轮风扇发动机的设计是通过转移燃烧室周围的次级气流来产生额外的推力。涡轮风扇发动机旁路空气产生了增强的推力，冷却了发动机，有助于抑制排气噪音。这能够获得涡轮喷气型发动机的巡航速度和更低的燃油消耗。

通过涡轮风扇发动机的进气道空气通常被分成两个分离的气流。一个气流通过发动机的中心部分，而另一股气流从发动机中心旁路通过。正是这个旁路的气流才有术语"双路式涡轮喷气发动机"。涡轮风扇发动机的函道比(bypass ratio)是指通过风扇的气流质量和通过发动机中心的气流质量之比。

涡轮轴发动机

第四种常规类型的喷气发动机是涡轮轴发动机。它把动力传递到一个不是驱动螺旋桨的轴上。涡轮喷气发动机和涡轮轴发动机的最大区别是在涡轮轴发动机上，膨胀气体产生的大多数能量是用于驱动一个涡轮而不是产生推力。很多直升飞机使用一个涡轮轴气体涡轮发动机。另外，涡轮轴发动机在大飞机上广泛用作辅助动力装置(APU)。

性能对比

对比往复式发动机和不同类型涡轮发动机的性能是可能的。然而，要准确的比较，往复式发动机必须使用推力马力(即有用马力)而不是制动马力，涡轮发动机必须使用净推力。此外，飞机设计配置和大小必须基本相同。
BHP-制动马力是实际传递到输出轴的马力。制动马力是实际可用的马力。
净推力-涡轮喷气发动机或者涡轮风扇发动机产生的推力。
THP-推进马力是涡轮喷气发动机或者涡轮风扇发动机产生的推力的等效马力。
ESH-就涡轮螺旋桨发动机来说，-等效轴马力是传递到螺旋桨的轴马力(SHP)和排气产生的推进马力之和。

图 5-37 显示了四种类型发动机的净推力随空速增加的对比情况。这个图只用于说明目的，

不是特定型号的发动机的。四种类型的发动机是：
往复式发动机
涡轮机，螺旋桨组合(涡轮螺旋桨发动机)
涡轮风扇发动机
涡轮喷气发动机(纯粹的喷气发动机)
这个对比是通过描绘每个发动机的性能曲线，它显示了最大飞机速度随所用发动机类型的不同如何变化的。因为这个图只是为了对比，净推力，飞机速度和阻力的数值就没有包含。

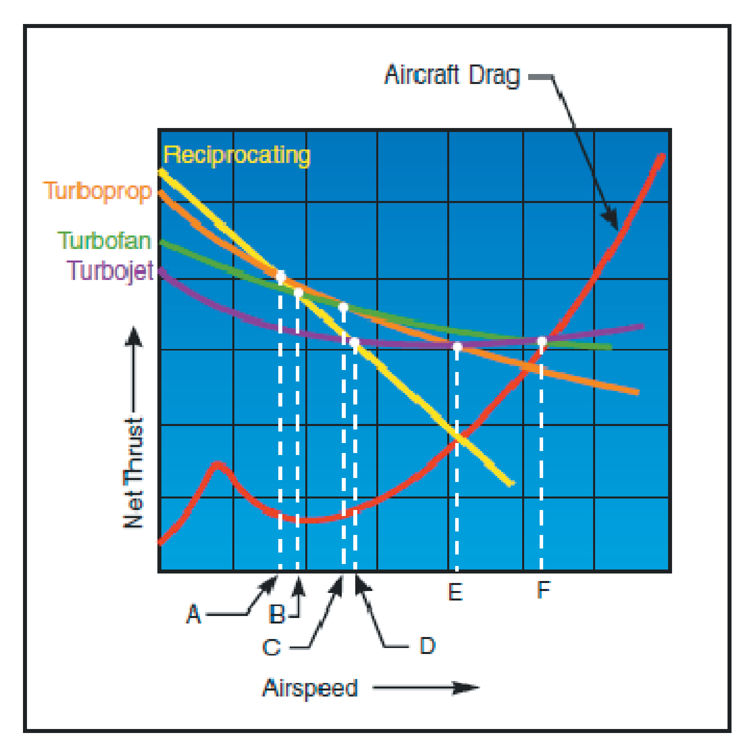


Figure 5-37. Engine net thrust versus aircraft speed and drag.

四种发动机基于净推力的对比使其性能能力很明显。在直线 A 左边的速度范围内，往复式发动机胜过其它三种类型。在直线 C 的左侧范围涡轮螺旋桨发动机胜出涡轮风扇发动机。在直线 F 的左侧范围内涡轮风扇发动机胜出涡轮喷气发动机。在直线 B 的右侧范围涡轮风扇发动机胜出往复式发动机，在直线 C 的右侧涡轮风扇发动机胜出涡轮螺旋桨发动机。直线 D 的右侧涡轮喷气发动机胜出往复式发动机，直线 E 的右侧涡轮喷气发动机胜出涡轮螺旋桨发动机，在直线 F 的右侧它胜出了涡轮风扇发动机。

飞机阻力曲线和净推力曲线的交点是最大飞机速度所在点。从每个点到图的横轴的垂直线说明涡轮喷气飞机可以达到的最大速度比装配其它类型发动机的飞机更高。装配涡轮风扇发动机的飞机比装配涡轮螺旋桨或者往复式发动机的飞机将达到更高的最大速度。

涡轮发动机仪表

指示润滑油压力，润滑油温度，发动机速度，排气温度和燃油流量的发动机仪表对于涡轮发动机和往复式发动机都是普通的。然而，有一些仪表是涡轮发动机特有的。这些仪表指示发动机的发动机压力比，涡轮机输送压力，和扭矩。另外，大多数燃气涡轮发动机有多个温度敏感仪表，称为热电偶，它向飞行员提供涡轮节内部和周围的温度读数。

发动机压力比

发动机压力比仪表用于指示涡轮喷气或涡轮风扇发动机的输出功率。EPR 是涡轮机排气压力和压缩段进气压力的比值。压力测量由安装在发动机进气口和排气口的探头记录下来。一旦收集到数据，就会被送到一个差压变换器，它被指示在驾驶舱的 EPR 仪表上。

EPR 系统的设计会自动的补偿空速和高度的影响。然而，环境温度的变化要求对 EPR 指示进行校正来获得准确的发动机功率设定。

排气温度

燃气涡轮发动机中的一个限制因素是涡轮节的温度。涡轮节的温度必须密切监视，以防涡轮叶片和其它排气节部件的过热。一个监视涡轮节温度的常用方法就是使用排气温度(EGT)表。EGT 是一个用于监视发动机总体运行状况的发动机运行限制。

EGT 系统的变体根据温度传感器的位置有不同的名字。常规涡轮机温度传感仪表包含涡轮进口温度(TIT)表，涡轮出口温度(TOT)表，涡轮级间温度(ITT)表，和涡轮燃气温度(TGT)表。

扭矩计

涡轮螺旋桨/涡轮轴发动机输出功率通过扭矩计测量。扭矩是作用于轴上的扭转力。扭矩计测量作用于轴上的功率。涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机是设计用于产生驱动螺旋桨的扭矩。扭矩计以百分单位，尺磅，或者磅每平方英寸作为刻度。

N1 指示仪

N1 表示低压压缩机的旋转速度，以设计转速的百分比显示在指示仪上。发动后低压压缩机的速度有 N1 涡轮机叶轮调节。N1 涡轮机叶轮通过同心轴连接到低压压缩机。

N2 指示仪

N2 表示高压压缩机的旋转速度，以设计转速的百分比显示在指示仪上。高压压缩机由 N2 涡轮机叶轮调节。N2 涡轮机叶轮通过一个同心轴连接到高压压缩机上。如图 5-38

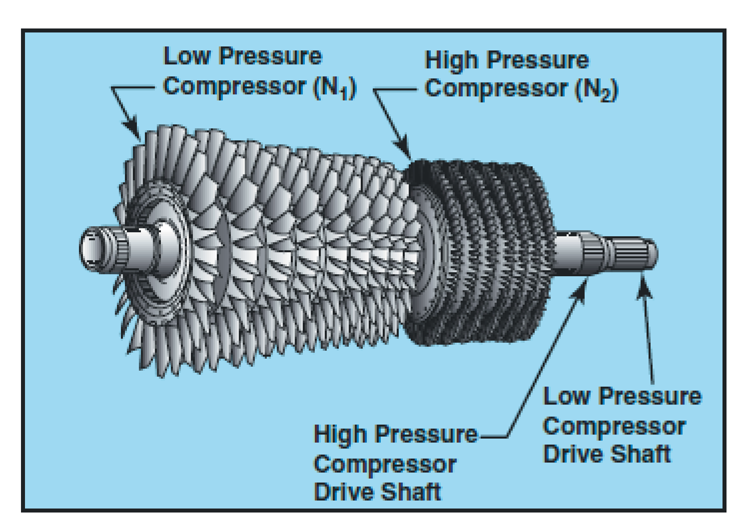


Figure 5-38. Dual-spool axial-flow compressor.

涡轮发动机操作考虑

因为涡轮发动机非常多样，在本手册中讲解详细的运行过程是不切实际的。然而，有一些适用于所有涡轮发动机的操作考虑。它们是发动机温度限制，外界物体破坏，热启动，压缩机失速和熄火。

发动机温度限制

任何涡轮发动机的最高温度都发生在涡轮进气口。涡轮进气温度因此通常是涡轮发动机运行的限制因素。

推力变化

涡轮发动机推力直接随空气密度变化。当空气密度降低时，推力也降低。当涡轮和往复式发动机受高的相对湿度有某种影响时，涡轮发动机推力损失可以忽略不计，而往复式发动机的制动马力会降低很多。

外来物体损伤

由于涡轮发动机进气口的设计和功能，吸入物体碎片的可能性总是存在的。这会导致重大的损坏，特别是压缩机和涡轮节。当发生这样的事情时，称为外来物体损伤(FOD)。典型的FOD 是吸入来自停机坪，滑行道或者跑道上的小物体导致的小凹痕和花边。但是，也会发生飞鸟撞击或者冰吸入导致的 FOD 损坏，可能导致发动机整个损毁。

外物损伤的预防是非常重要的。地面运行期间，一些发动机进气口有在地面和进气口之间形成涡流的趋势。在这些发动机上可能安装了一个涡流消散器。

也可能使用其它设备，如屏幕和/或偏转器。飞行前检查程序包括一个对任何外物损伤迹象的目视检查。

涡轮发动机热启动/悬挂启动

热启动是当 EGT 超过安全限制时的启动。热启动是由于太多燃油进入燃烧室或者是涡轮机转速不够引起的。只要发动机热启动时，参考飞机飞行手册，飞行员操作手册或者相关的维护手册来了解检查要求。

如果点火后发动机不能加速到适合的速度或者没加速到慢车转速，这时就发生了悬挂启动。悬挂启动也可以称为假启动。悬挂启动可能是由于启动动力源不足或者燃油控制故障而导致。

压缩机失速

压缩机叶片是小的翼型，遵守适用于任何翼型的相同空气动力学原理。压缩机叶片有一个迎角。迎角是进气口空气速度和压缩机旋转速度的计算结果。这两个力合成构成一个向量，它确定了翼型冲击进气口空气的实际迎角。

压缩机失速可以描述为进气口速度和压缩机旋转速度这两个向量数值的失衡。当压缩机叶片迎角超过临界迎角时发生压缩机失速。在这个点上，平稳气流受到干扰，随着压力波动产生了紊流。压缩机失速导致空气流进压缩机时速度降低和停滞，有时还反向流动。如图 5-39

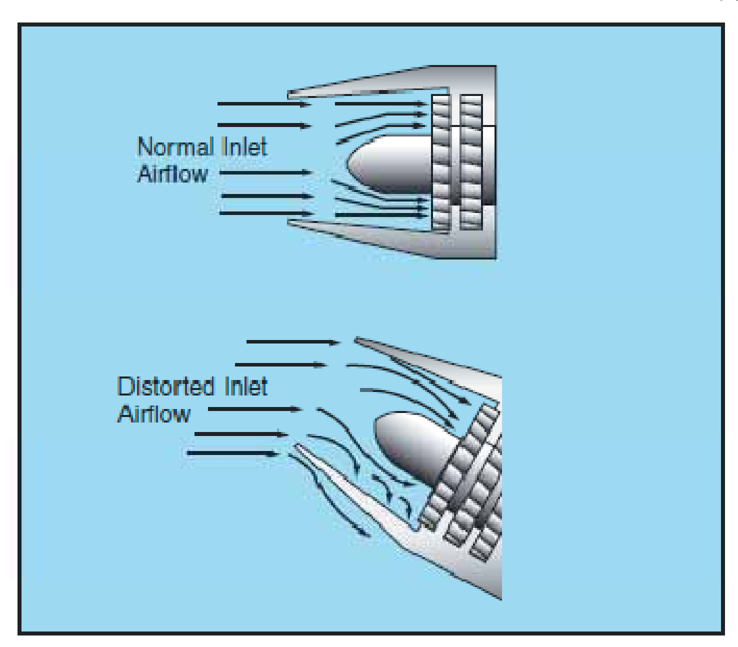


Figure 5-39. Comparison of normal and distorted airflow into the compressor section.

压缩机失速可以是瞬时现象和间歇性现象或者是持续的状态，甚至更严重。瞬时/间歇性失速的表现通常是在回火和反向气流发生时间歇的爆炸声。如果失速发展成为稳定状态，可能从持续的反向气流产生强烈的振动和高声的啸叫。驾驶舱仪表基本上通常不会显示轻度的或者瞬时失速，但是会显示形成的失速。典型的仪表表现包括转速的波动和排气温度的增加。

大多数瞬时失速不会对发动机有害，经常在一两个周期后自己纠正过来。稳定状态的失速导致发动机损坏的可能性很大。必须快速的通过降低功率，减小飞机迎角和增加空速来完成改出失速。

尽管所有的燃气涡轮发动机会受压缩机失速影响，大多数型号都有抑制这些失速的系统。有一个这样的系统使用可变式进气口导叶(VIGV)和可变式定子叶片，它可以把进来的空气以适当的迎角导向到转子桨叶。防止空气压缩失速的主要方法是使飞机在制造商确立的参数范围内运行。如果压缩机失速确实形成了，请按照飞机飞行手册或者飞行员操作手册中的建议程序来做。

熄火

熄火是燃气涡轮发动机的一种运行状态，此时发动机的火无意的熄灭。如果燃烧室中油气混合比超过富油限制，火焰将会被吹熄。这个状态经常称为富油熄火。它通常发生于非常快速的发动机加速，过度富油的混合气使燃油温度降低到燃烧温度以下。也可能由于气流不足而不能维持燃烧。

另一方面，更多常规的熄火事件是由于燃油压力低和发动机速度低，这些典型的和高高度飞行有关。这种情况也会在下降期间发动机油门收回时，这会产生贫油条件熄火。贫油混合器很容易导致火焰熄灭，甚至是正常的气流通过发动机时也会发生。

燃油供应的任何干扰也会导致熄火。这原因可能是长时间的非常规姿态，发生故障的燃油控制系统，紊流，结冰或者燃油耗尽。

熄火的征兆通常和发动机失效后一样。如果熄火是因为瞬时条件，例如燃油流量和发动机速度之间的失衡，一旦状态被纠正就可以尝试空中启动发动机。无论如何，飞行员必须遵守飞机飞行手册或者飞行员操作手册中适用的紧急程序。一般的，这些程序包含了关于高度和空速的建议，在这些条件下空中开车很可能成功。

第六章－飞行仪表



飞行仪表使得飞机能够发挥最大性能和增强安全性，特别是长距离飞行时。制造商提供了必要飞行仪表，但是要有效的使用它们，飞行员需要理解它们是如何工作的。本章涵盖皮托静压系统和相关仪表，真空系统和相关仪表，和磁罗盘的运作方面。

皮托－静压飞行仪表

皮托静压系统有两个主要的部分：冲压腔和管子，以及静压腔和管子。它们为高度表，垂直速度表和空速表提供运行所需的环境空气压力源。如图 6-1

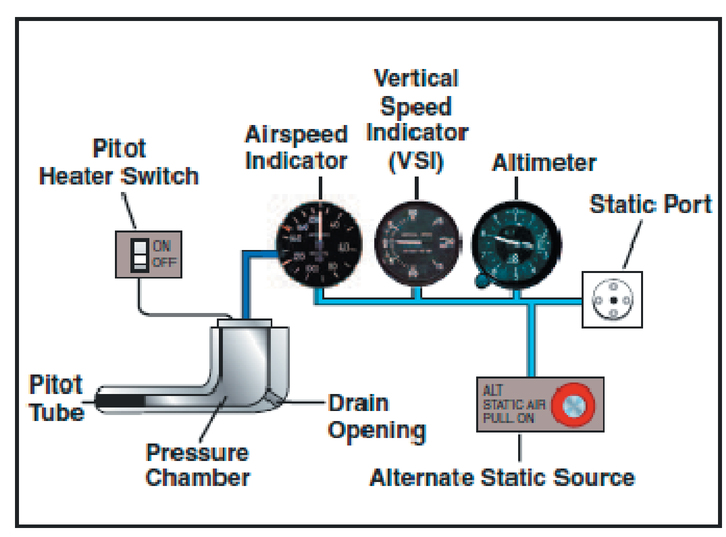


Figure 6-1. Pitot-static system and instruments.

冲压腔和管子

在这里系统里，冲压(因为飞机向前运动所以空气冲击飞机)是从一个皮托管获取的，它被安装在一个最少干扰和紊流(由于飞机在空气中运动会产生紊流)的位置。静压通常从连接到通风口的管子或者从安装在和机身水平一侧的通风管获取。这补偿了由于飞机高度不规律变化导致的任何静压的可能变化。

在飞行前检查期间必须检查皮托管和静压通风口确保它们没有被任何物体堵塞。堵塞的或者部分堵塞的开口应该用认证的机械工具清除掉。吹进这些开口是不建议的，因为这些堵塞物可能损坏仪表。

当飞机在空气中移动时，皮托管开口的冲压影响皮托腔的压力。皮托腔压力的任何变化都会通过一个连接的管子传递到空速指示仪，它利用冲压运行。

静压腔和管子

静压腔通过小的孔洞连通到未受扰动的空气，当大气压力增加或者降低时，静压腔中的压力也随之变化。而且，这个压力变化通过管子传递到利用静压工作的仪表上。

一些飞机在静压开口被堵塞时还提供备用静压源。这个源通常连通驾驶舱的压力。由于驾驶舱上空气流动的文氏管效应，这个备用静压源通常比正常静压空气源的压力低。当使用备用静压源时，仪表指示上通常会发生下列区别：高度计会指示高于实际高度，空速会指示大于实际空速，垂直速度计会指示爬升而实际是平直飞行的。请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册来确定误差的程度。

如果飞机没有装配一个备用静压源，打碎垂直速度指示仪玻璃密封让周围空气可以进入静压系统。这会使垂直速度指示计不能用。

高度计

高度计测量飞机高于一个给定压力平面上的高度。因为它是唯一显示高度信息的仪表，所以高度计是飞机上最重要的仪表之一。为有效的使用高度计，必须透彻的理解它的运作以及大气压力和温度是如何影响它的。一个堆叠式密封无液气压计圆盘组成了高度计的主要部分。这些圆盘随着静压源中的大气压力变化而伸长或者收缩。机械连杆把这些变化转变为指示计上的指针运动。如图 6-2

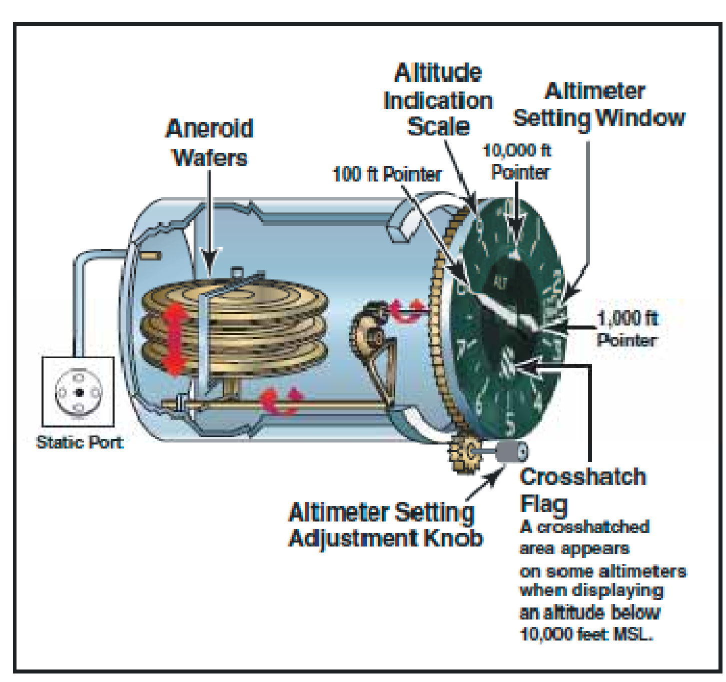


Figure 6-2. Altimeter.

工作原理

压力高度计是一个无液气压表，它测量高度计所处高度的大气压力，以英尺为单位显示高度指示。高度计使用静压作为它的工作源。空气在海平面比在高处密度大，因此随着高度增加，大气压力降低。不同高度的这个压力差异使高度计指示出高度的变化。

不同类型的高度计上高度的表现方式有相当的不同。一些高度计有一个指针，而其他的有两个或者更多。本手册只讨论一种多指针型高度计。典型高度计的表盘按照顺时针方向被刻上从 0 到 9 的数字。无液气压计元件的运动通过齿轮被传递到指示高度的三个指针。最短的指针指示几万英尺高度；中等长度的指针指示几千英尺高度；而最长的指针指示几百英尺高度。

然而，只有在这些情况下指示的高度才是正确的：当海平面大气压力为标准的(29.92 英寸汞柱)，海平面静止空气温度是标准的（15 摄氏度或者 59 华氏度），而且压力和温度以标准速率随高度的升高而降低。非标准条件下的调节是通过设定纠正压力位于高度计盘面上大气压力刻度范围内来完成的。只有在高度计设定后，它才会指示正确的高度。

非标准压力和温度的影响

如果不提供调节高度计到非标准压力的方法，那么飞行就会危险。例如，如果从高压区域飞到低压区域而不调节高度计，飞机的实际高度将会低于指示高度。有句很久的俗话：从高处飞到低处的时候，要向外看看下面；正是记住这种状况是危险的。当从低压区域飞到高压区域而不调节高度计时，飞机的实际高度会高于指示高度。

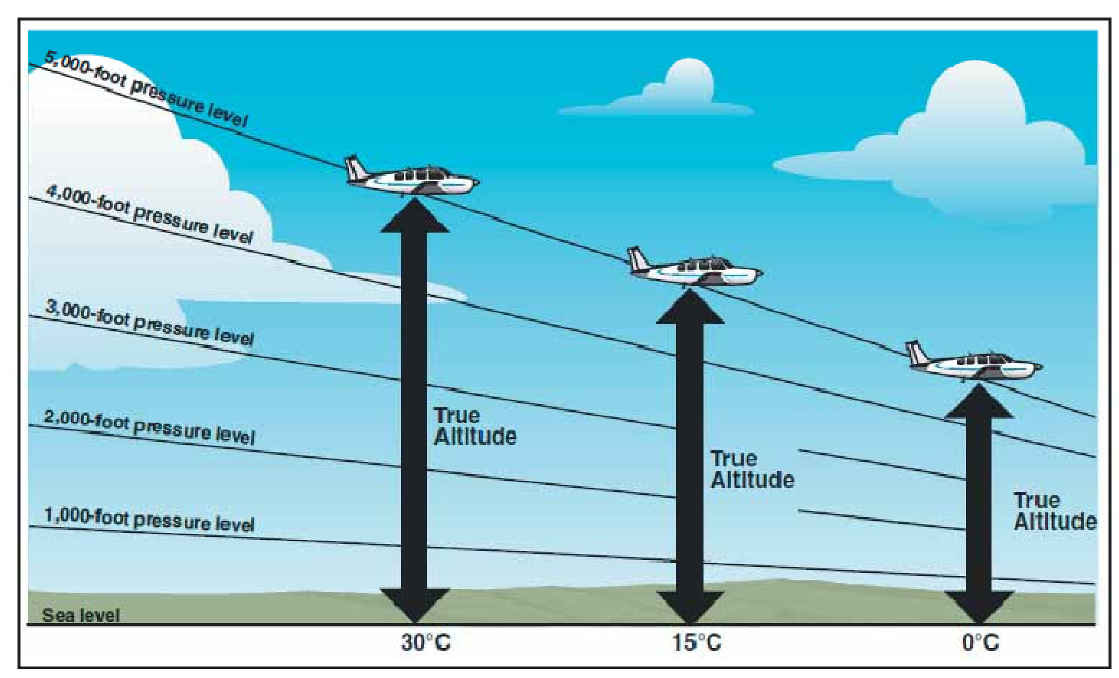


Figure 6-3. Effects of nonstandard temperature on an altimeter.

图 6-3 也显示了温度的变化如何影响高度计的。在暖天，一定质量的空气膨胀到比冷天更大的体积，增加了空气压力。例如，高度计指示 5000 英尺的压力高度在暖天比标准条件下的高度高。在冷天则相反，指示 5000 英尺压力高度的位置比标准条件下低。

为补偿非标准压力的调节不会补偿非标准温度。

如果地形或障碍物间隙是选择巡航高度的一个因素，特别在较高高度时，记住可以预料比标准温度更冷会让飞机飞在低于高度计指示的高度。因此，必须使用一个较高的指示高度来提供足够的离地高度。修改刚才的速记规则为"从高到低或者从热到冷，向外朝下看。"

设定高度计

大多数高度计都安装了一个大气压力设定窗(有时指 Kollsman 窗，*Kollsman 是一家生产航空电子设备的公司，网址 http://www. Kollsman.com*)，它作为调节高度计的手段。在仪表的底部位置有一个用于这个调节的旋钮。

为大气压力变化而调节高度计，高度计设定窗口中的压力数值是以英寸汞柱或毫巴为单位，压力数值要调节到匹配给定的高度计设定。高度计设定定义为气象站压力减去海平面压力。但是，高度计设定只在报告气象站附近才准确。因此，高度计必须随着飞行进程从一个气象站调节到另一个气象站。

很多飞行员很有自信的希望当前高度计设定能够补偿所有高度上大气压力的无规律变化，但这不总是正确的。地面站附近的高度计设定广播是修正到平均海平面的气象站压力。它不能解决高飞行高度时气压的不规则性，特别是非标准温度的影响。然而，如果一个给定区域的每个飞行员使用相同的高度计设定，那么每个高度计应该受温度和压力变化误差的影响是相同的，在飞机之间维持预期的垂直间隔成为可能。

当飞过高的山地地形时，特定的大气状况可能导致高度计指示比实际高度高出 1000 英尺的高度，或者更多。由于这个原因，应该允许有较大的高度余量，不仅是因为可能的高度计误差，而且也因为和高原风有关的强烈向下气流。

为说明高度计设定系统的使用，假设从德克萨斯州的达拉斯 Love Field 机场（机场代码 DAL）经过 Mineral Wells 飞行到德克萨斯州的 Abilene Municipal 机场(代码 ABI)。在从 Love Field 机场起飞前，飞行员从控制塔台或者自动终端信息服务(ATIS)收到当前高度计设定为 29.85，然后在高度计设定窗口中设定这个值。然后高度计指示应该会和已知的机场高度 487 英尺相差不大。因为大多数高度计没有经过很好的校正，所以会有点误差。

当飞经 Mineral Wells 时，假设飞行员收到当前高度计设定为 29.94，然后在高度计窗口中设定这个数值。在进入 Abilene Municipal 机场的起落航线之前，从 Abilene 控制塔台收到一个新的高度计设定 29.69，然后在窗口中设定这个数值。如果飞行员预期飞行的起落航线大约在地面以上 800 英尺高度，且 Abilene 的地面海拔是 1791 英尺，那么应该维持飞行在 2600 英尺的指示高度上(1791 英尺+800 英尺=2591 英尺，四舍五入为 2600 英尺)。

正确设定高度计的重要性也不能被过分的强调。假设飞行员在 Abilene 没有调节高度计到当前设定，而继续使用 Mineral Wells 的设定 29.94。当以指示高度 2600 英尺进入 Abilene 起落航线时，飞机将在正确的起落航线高度以下大约 250 英尺的高度。在着陆时，高度计会指示比地面海拔高出 250 英尺。

高度计设定	29.94
当前高度计设定	29.69
差值	0.25

因为 1 英寸压力大约相当于 1000 英尺高度变化，0.25*1000 英尺=250 英尺。

当确定是否加上或者减去高度计误差数值时，记住：当实际压力低于高度计中设定的压力时，飞机的实际高度会低于高度计的指示高度。

高度计的运行

高度计的指针可以通过两种方法来移动。第一种是气压的变化，而另一种是调节大气压力刻度。当飞机爬升或者下降时，高度计容器中的压力变化使无液气压计膨胀或者收缩。这个运动经过机械连杆被传递为旋转指针。压力的降低导致高度计指示高度的增加，压力增加导致高度计指示高度降低。从而，如果飞机从 28.75 英寸汞柱的压力高度飞到 29.75 英寸汞柱的压力高度，高度计将会显示高度大约降低了 1000 英尺。

移动指针的另一个方法不依赖于空气压力的变化，而是高度计的机械结构。不要被这样一个事实混淆，即随着大气压力刻度的移动，指示指针以相同方向运动，它和气压改变时指针具有的反作用相反。为说明这点，假设飞行员着陆在一个海拔 1000 英尺的机场，高度计正确的设定到当前海平面压力 30.00 英寸汞柱。当飞机停在停机位(ramp)时，压力降低到

29.50。高度计"认为"这是在爬升，现在指示在 1500 英尺。回到飞机上来，如果高度计窗口中的设定降低到当前海平面压力 29.50，指示高度也会降回到 1000 英尺。

知道飞机的高度对飞行员是至关重要的。飞行员必须确保飞机飞行在足够的高度，以避开最高的地形或者沿预期航线的障碍物。当能见度受限时，拥有准确的高度信息特别重要。为避开障碍物，飞行员必须随时了解飞机的高度和周围地形的海拔高度。为降低半空碰撞的可能性，根据空中交通规则来维持高度是必须的。

高度类型

高度是参考点或参考平面之上的垂直距离。根据测量的参考平面的不同有多种类型的高度，每一种都可以用于特定的目的。和飞行员相关的主要有五种类型的高度：
指示高度：当高度计设定为当前高度计设定时直接从表(未校正的)上读出的高度。
真实高度： 飞机距离海平面的垂直距离，即实际高度。它通常表示为平均海平面之上的英尺数。机场，地表，和障碍物的高度在航图上是真实高度。
绝对高度：飞机在地表之上的垂直距离，或者距离地面(AGL)的垂直距离。
压力高度：当高度计设定窗口(大气压力数值)调节到 29.92 时的指示高度。这是标准数据平面之上的高度，它是一个气压(被校正到 15 摄氏度)等于 29.92 英寸汞柱的理论平面。压力高度用于计算密度高度，真实高度，真实空速和其他性能数据。
密度高度：这个高度是为标准温度的变化而校正的压力高度。当处于标准条件时，压力高度和密度高度相同。如果温度高于标准条件，密度高度高于压力高度。如果温度低于标准条件，密度高度低于压力高度。这是一个重要的高度，因为它直接和飞机性能有关。

作为一个例子，考虑一个机场其地面的距离平均海平面高度为 5048 英尺，标准温度为 5 摄氏度。在这些条件下，压力高度和密度高度相同-5048 英尺。如果温度改变为 30 摄氏度，密度高度就增加到 7855 英尺。这就意味着飞机在起飞时将表现的好像场地高度是标准温度下 7855 英尺。相反地，-25 摄氏度的温度将使密度高度变为 1232 英尺。飞机在这种条件下将有好得多的性能。

仪表检查

为确定高度计的状况，把大气压力数值设定为本地自动式飞行服务站(AFSS)或任何其他可信来源传来的高度计设定。高度计指针应该指示机场的测量海拔。如果指示高度和测量海拔偏差大于 75 英尺，这个仪表就应该交付认证的仪表维修站来校正。

垂直速度指示仪

垂直速度指示仪(VSI)有时也称为垂直速率指示仪(VVI)，它显示飞机是否爬升，下降或者水平飞行。爬升或者下降速率以每分钟英尺为单位显示。如果经过正确的校正，垂直速度指示仪在水平飞行时将显示读数为 0。如图 6-4

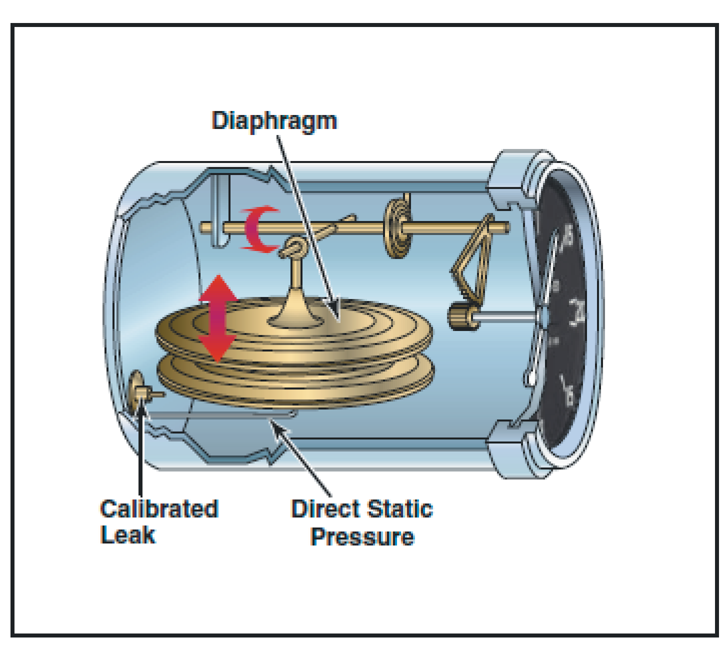


Figure 6-4. Vertical speed indicator.

工作原理

尽管垂直速度指示仪单独的以静压工作，它是个不一样的压力仪表。它包含一个通过连杆和齿轮连接到密封盒子里指示仪指针的隔膜。隔膜的内部直接连接到皮托静压系统的静压管。在仪表盒子里面的隔膜外部区域也连接到静压管，但是是通过一个受限制的孔(校正的漏气口)。

隔膜和盒子都从静压管以现有大气压力接受空气。当飞机在地面或者水平飞行时，隔膜和仪表盒子内部的压力仍然相同，指针位于 0 位置。当飞机爬升或者下降时，隔膜内部的压力立即改变，但是由于受限制通道的测量动作，短时间内盒子压力仍然较高或者较低，导致隔膜收缩或者膨胀。这产生了压力差，表现在仪表指针上就是指示为爬升或者下降。当压力差稳定在一定速率后，指针指示了高度变化的速度。

垂直速度指示计能够显示两类不同的信息：

- 及时显示飞机爬升或者下降速度增加或者降低的趋势信息。
- 速率信息显示稳定的高度变化速度。

例如，如果维持在稳定的 500 英尺每分钟(fpm)爬升，且机头慢慢放低，那么垂直速度指示仪就会立即测量到这个变化，显示爬升速率的降低。这个最初的表现称为趋势。经过很短时间后，垂直速度指示仪指针稳定在新的爬升率，在这里例子中，是低于 500fpm 的某个爬升率。从爬升率的最初变化时间知道垂直速度指示仪显示一个准确的新的爬升率，这段时间称为延迟(或者叫间隔)。不熟练的控制技术和紊流会延长间隔时间，导致无规律的和不稳定的速率指示。一些飞机装配了一个瞬时垂直速度指示仪(IVSI)，它结合加速计来补偿典型垂直速度指示仪中的延迟。如图 6-5

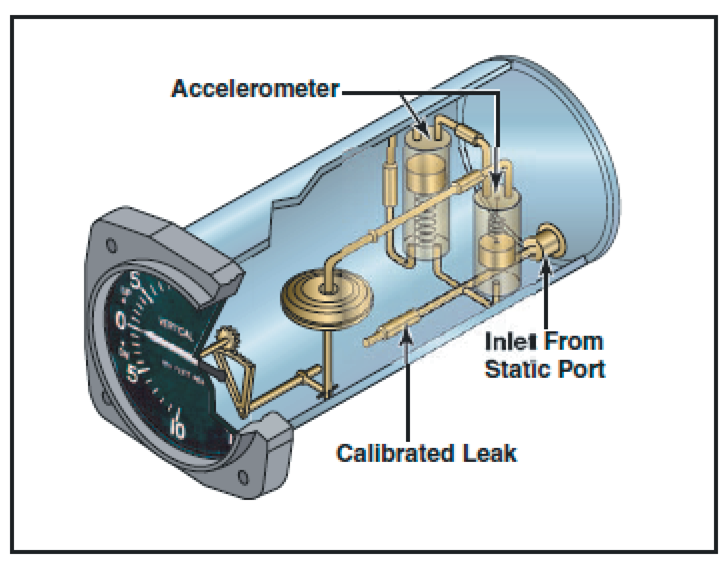


Figure 6-5. An instantaneous vertical speed indicator incorporates accelerometers to help the instrument immediately indicate changes in vertical speed.

仪表检查

为确保正确的运行，起飞前要确认垂直速度指示仪指示在 0 位置。起飞后，它应该指示一个正的爬升率。

空速指示仪

空速指示仪是一个灵敏的差压表，它迅速的测量和显示皮托或冲压和静压之间的差值，这个静压是水平飞行时未受扰动的大气压力。当飞机停放在地面上静止空气中时这两个压力会相等。当飞机在空气中移动时，皮托管上的压力变得大于静压管中的压力。这个压力差别被空速指针表示在仪表盘面上，它以英里每小时(mph)，节(knots，每小时 1 海里，大约 1.85 公里每小时)或者这两者为刻度单位。如图 6-6

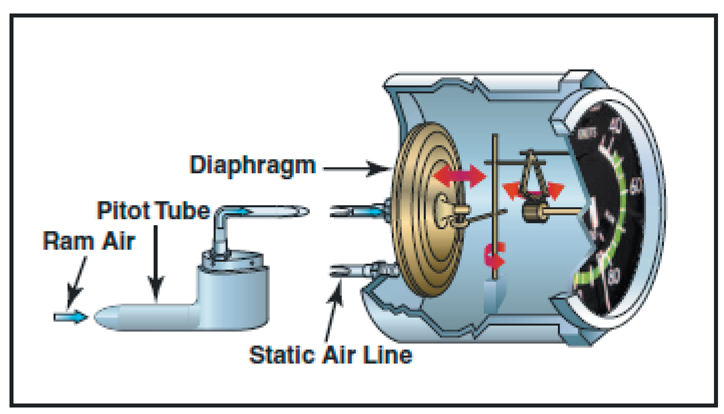


Figure 6-6. Airspeed indicator.

飞行员应该理解下列速度：

指示空速(IAS)-从空速指示仪上获得的直接仪表读数，没有根据大气密度变化，安装误差

或者仪表误差而校正。制造商使用这个空速作为确定飞机性能的基准。在飞机飞行手册或者飞行员操作手册中列出的起飞，着陆和失速速度都是指示空速，一般不随高度或者温度而变化。

标定空速(CAS)-校正安装误差和仪表误差之后的指示空速。尽管制造商努力保持空速误差最小，消除空速运行范围内的所有误差是不可能的。在某一空速和某一襟翼设定下，安装和仪表误差可能有好几节。这个误差通常在低空速时最大。在巡航和较高空速范围内，指示空速和标定空速近似相同。请参考空速校正图来纠正可能的空速误差。

真实空速(TAS)-按照高度和非标准温度修正后的标定空速。因为空气密度随高度增加而降低，飞机在较高的高度上必须飞得更快才能在皮托冲压和静压之间产生相同的压力差。因此，对于一个给定的标定空速，真实空速随高度增加而增加；或者对于一个给定的真实空速，标定空速随高度增加而降低。

飞行员可以用两种方法获得真实空速。最准确的方法是使用飞行计算器。对于这个方法，标定速度是通过使用计算器上的空速修正数值根据温度和压力变化来修正的。也可以使用非常准确的电子飞行计算器。只需要输入标定空速(CAS)，压力高度，和温度，计算机就会计算真实空速。

第二个方法是"经验规则"，可以提供近似的真实空速。每 1000 英尺高度只要增加 2%到标定空速即可。

地面速度(GS)-飞机相对于地面的实际速度。它是因为风而调整过的真实空速(译者注：风修正的真实空速，这个速度考虑地面作为速度参照物)。地面速度随迎风而减小，顺风时增加。

空速指示仪标记

重量不超过 12500 磅【译者注：约 5669.90 公斤】，1945 年以后制造，且被 FAA 认证的飞机，要求其空速指示仪按照标准彩色编码标记系统来印标。这个彩色编码标记系统使得飞行员看一眼就知道对飞机安全飞行很重要的空速限制。例如，如果执行机动期间，可以注意到空速指针处于黄色弧线内，快速的接近红色线，要立即反应来降低空速。

如图 6-7 所示，单发动机小飞机上的空速指示仪包含下列标准彩色编码标记：

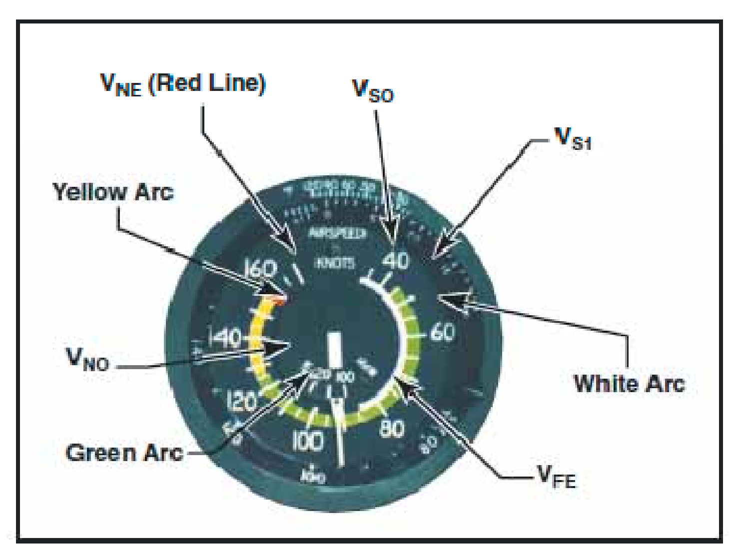


Figure 6-7. In addition to delineating various speed ranges, the boundaries of the color-coded arcs also identify airspeed limitations.

- 白色弧线-这个弧线通常指的是襟翼运行范围，它的下限表示完全襟翼失速速度，上限表示最大襟翼速度。进近和着陆通常飞行在白色弧线速度范围内。
- 白色弧线的下限(Vs0)-着陆配置中的失速速度或者最小稳定飞行速度。在小飞机上，这是着陆配置(起落架和襟翼都放下)中最大着陆重量下的停车失速速度。
- 白色弧线的上限(Vfe)-襟翼伸出时的最大速度
- 绿色弧线-这是飞机的正常运行速度范围。大多数飞行处于这个速度范围内。
- 绿色弧线的下限(Vs1)-特定配置下获得的失速速度或者最小稳定飞行速度。对于大多数飞机，这是最大起飞重量下低阻配置(clean configuration,起落架收起，如果襟翼可伸缩，襟翼也收起)的停车失速速度。
- 绿色弧线上限(Vno)-最大结构巡航速度(译者注：超过这个速度可能引起飞机部分结构应力过载)。除非在稳定空气中，不要超过这个速度。
- 黄色弧线-警告范围。在这个速度范围内只能在稳定空气中飞行，只提供告警。
- 红线(Vne)-永不超过的速度。禁止在这个速度以上运行，因为它可能导致损坏或者结构失效。

其他空速限制

一些重要的空速限制没有标记在空速指示仪的表盘上，但是可以在标牌和飞机飞行手册或飞行员操作手册上找到。这些空速包括：

- 设计机动速度(Va)-这是乱流速度和突然操纵的最大速度。如果在飞行期间，遭遇乱流或者严重的紊流，要降低空速到机动速度或者以下来最小化飞机结构上的应力。考虑重量的时候参考这个速度很重要。例如，当飞机有较重的载荷时 Va 可能是 100 节，但是载荷轻的时候就只有 90 节。
- 起落架操作速度(Vlo)-如果飞机装配了可收放起落架的话，这个速度就是伸出或者收缩起落架的最大空速。
- 起落架伸出速度(Vle)-飞机在起落架伸出后可安全飞行的最大空速。
- 最好爬升角速度(Vx)-飞机能够在给定的距离内获得最大高度的空速。这个速度在短场

(short-field)起飞飞越障碍物时使用。

- 最好爬升率速度(Vy)-飞机以这个空速能够在给定时间内获得最大高度。
- 最小控制速度(Vmc)-这是轻型双发飞机在一个发动机突然不起作用的时候可以良好地控制的空速，而另一个发动机是起飞功率。
- 单发失效时的最好爬升率速度(Vyse)-在轻型双发飞机有一个发动机失效时，在给定时间内能够获得最大高度的空速。

仪表检查

起飞前，空速指示仪读数应该为 0.但是，如果有直接吹向皮托管的风，空速指示仪的读数可能比 0 大。当开始起飞时，确认空速以适当的速度在增加。

皮托-静压系统的堵塞

误差几乎总是表明皮托管,静压口或者两者的堵塞。堵塞可能是由于潮湿(包括冰冻),灰尘，或者甚至是昆虫。飞行前，确认皮托管盖子已经拿掉。然后，检查皮托管和静压管的开口。堵塞的皮托管只影响空速指示仪的精确度。然而，静压系统的堵塞不仅空速指示仪，还会导致高度计和垂直速度指示仪的错误。

堵塞的皮托系统

如果皮托管的排出孔仍然打开的话，皮托系统可以变得完全堵塞或者只部分堵塞。如果皮托管变得堵塞，而它的相关排出孔仍然干净，冲压空气就不再能进入皮托管系统了。已经在系统内的空气会通过排出孔排出，剩余压力会下降到外部空气压力。在这种情况下，空速指示仪读数降低为零，因为空速指示仪检测不到冲压空气和静压空气之间的压力差别。空速指示仪的行为就好像飞机稳定的停在停机坪(ramp)上。空速的明显损失通常不是瞬时的。相反，空速会向零下降。如图 6-8

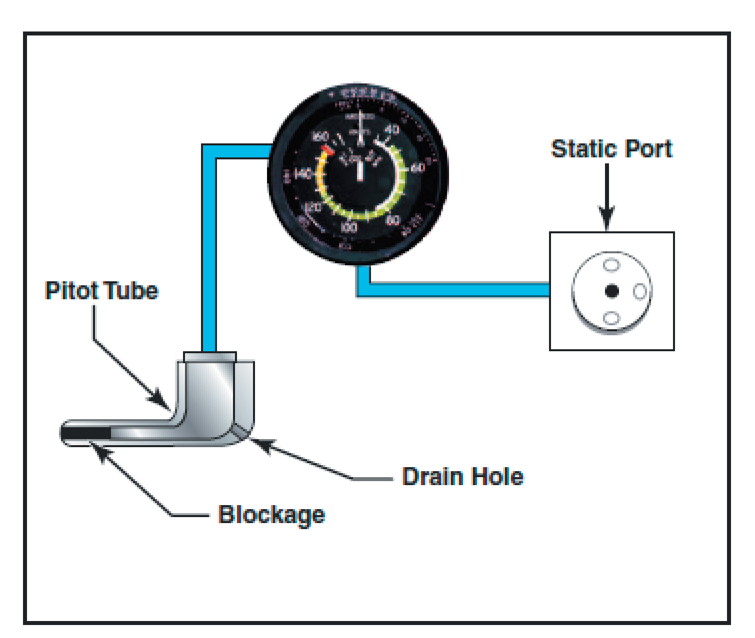


Figure 6-8. A blocked pitot tube, but clear drain hole.

飞行中，如果皮托管，排出孔和静压系统都被堵塞，由于截留的压力使空速的变化不会被显示出来。然而，如果静压系统还干净，空速指示仪就像高度计。在皮托管和排出孔都堵塞的高度之上，随着高度增加，冲压空气压力相对静压力就会发生明显增加。这个压力差导致空速指示仪显示空速的增加。当飞机降低到低于皮托管堵塞时的高度，就会发生指示空速下降。如图 6-9

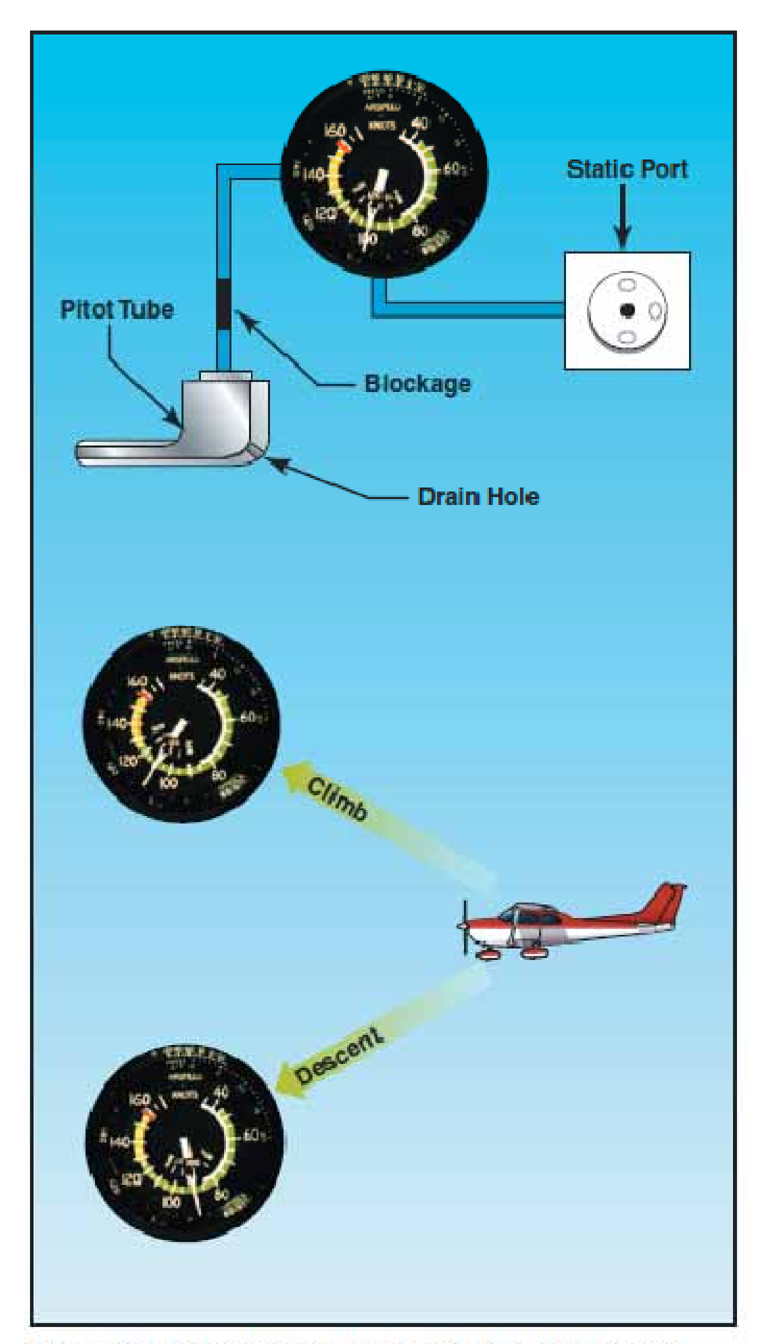


Figure 6-9. Blocked pitot system with clear static system.

在飞过可见湿气期间，皮托管可能堵塞。一些飞机可能会装配皮托管加热器用于在可见湿气内的飞行。请参考飞机飞行手册或者飞行员操作手册来了解详细的皮托管加热程序。

堵塞的静压系统

如果静压系统堵塞，但是皮托管仍然干净，空速指示仪会继续运行；然而，它是不准确的。当飞机运行在静压口堵塞时的高度之上，空速指示比实际速度慢，因为截留的静压比那个高度的正常压力高。当运行在较低高度时，指示空速比实际速度快，因为系统中截留了相对低的静压力。

静压系统的堵塞也会影响高度计和垂直速度指示仪。截留静压里导致高度计固定在堵塞发生时的高度。对于垂直速度指示仪，堵塞的静压系统产生一个持续的零指示读数。如图 6-10

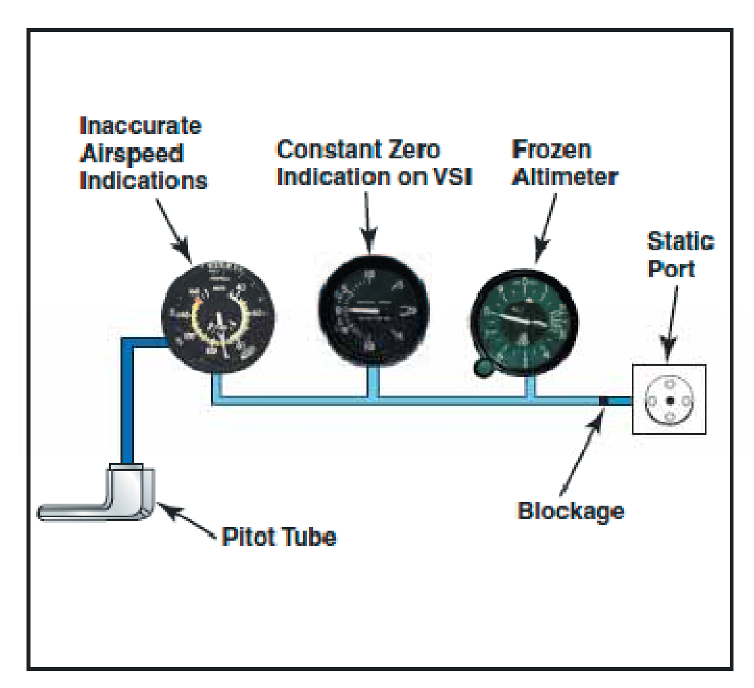


Figure 6-10. Blocked static system.

陀螺飞行仪表

有几个飞行仪表利用了陀螺仪的特性来运行。包含陀螺仪的最常见仪表是转弯协调仪，航向指示仪，和姿态指示仪。为理解这些系统如何运行，需要仪表动力系统，陀螺的原理和每个仪表的工作原理知识。

陀螺原理

任何旋转的物体都表现出陀螺的特性。利用这个特性设计和安装的轮子或者转子称为陀螺仪。仪表陀螺的两个重要设计特性是其尺寸上的大重量，或者说密度大，和高速旋转时的低摩擦力。

有两种通用类型的装配结构；使用哪种类型取决于利用了陀螺仪的哪个特性。自由安装的陀螺仪能够自由的绕它的重心以任意方向旋转。这样一个轮子被称为有 3 个自由度平面。轮子或者转子在任何一个支架相关的平面内自由旋转，陀螺轮子在静止时也是平衡的，它会保持在被放置的位置。受限的或者半刚性安装的陀螺仪是那些一个自由面被固定在相关支架上的结构。

陀螺效应有两个基本的特性：空间内的刚度和进动。

空间内的刚度

空间内的刚度是指陀螺仪保持在它所旋转平面内的固定位置这个原理。通过把这个轮子或者陀螺仪安装在一组万象环上，陀螺仪能够在任何方向自由旋转。因此，如果万象环是倾斜的，螺旋的，或者是移动的，陀螺仪还是会保持在它最初所旋转的平面内。如图 6-11

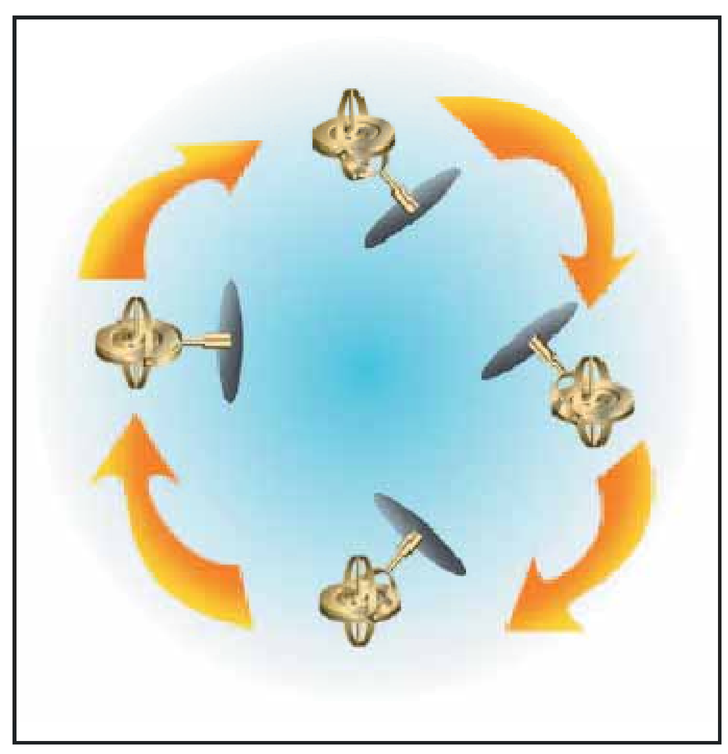


Figure 6-11. Regardless of the position of its base, a gyro tends to remain rigid in space, with its axis of rotation pointed in a constant direction.

进动

进动是陀螺对偏转力的反应形成的的倾斜或者旋转。对这个力的反作用不是发生在它所施加的那个点上；而是发生在旋转方向 90 度以后的点上。这个原理使陀螺能够通过检测方向变化产生的压力大小来确定旋转的速度。陀螺进动的速度和旋转速度成反比，和偏转力大小成正比。

进动在一些仪表上也会产生较小的误差。如图 6-12

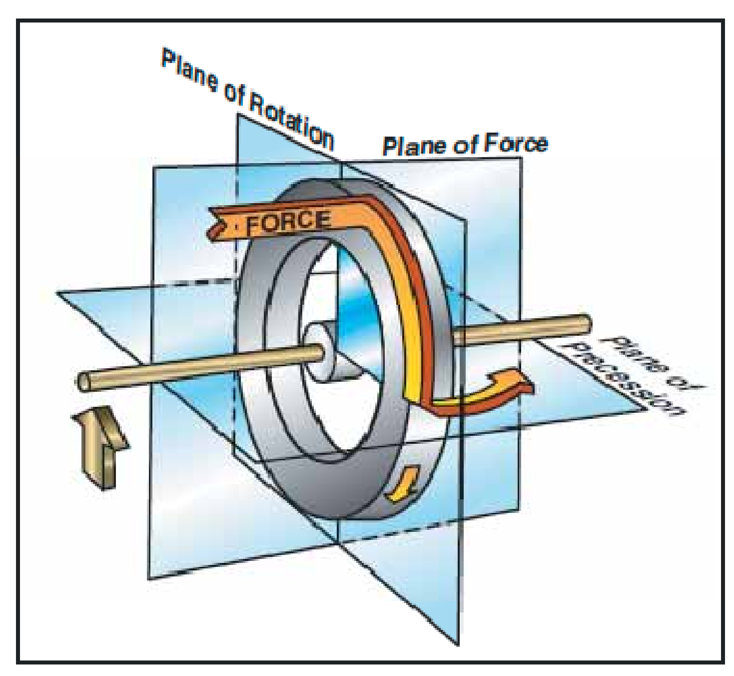


Figure 6-12. Precession of a gyroscope resulting from an applied deflective force.

动力源

在某些飞机上，所有陀螺仪是真空的，压力的或者是电力运作的；而其他飞机，真空系统和压力系统为航向指示仪和姿态指示仪提供动力，而电力系统为转弯协调仪提供动力。大多数飞机至少有两个动力源来确保一个动力源失效时至少有一个倾斜信息源。

真空或者压力系统通过吸入一个高速气流来冲击转子环来高速旋转转子这个方法来旋转陀螺，很像水车或者涡轮机的运行。仪表运行所需的真空或者压力大小是变化的，但是通常位于 4.5-5.5 英寸汞柱范围内。

陀螺仪的真空源之一就是安装在发动机附件箱上的环形发动机驱动泵。不同飞机的泵容量不同，取决于陀螺仪的多少。

典型的真空系统由发动机驱动的真空泵，减压阀，空气过滤器，量表和完成连接必要的管子组成。量表安装在飞机的仪表面板内，指示系统内压力的大小(真空是用低于周围环境的英寸汞柱度量的)。

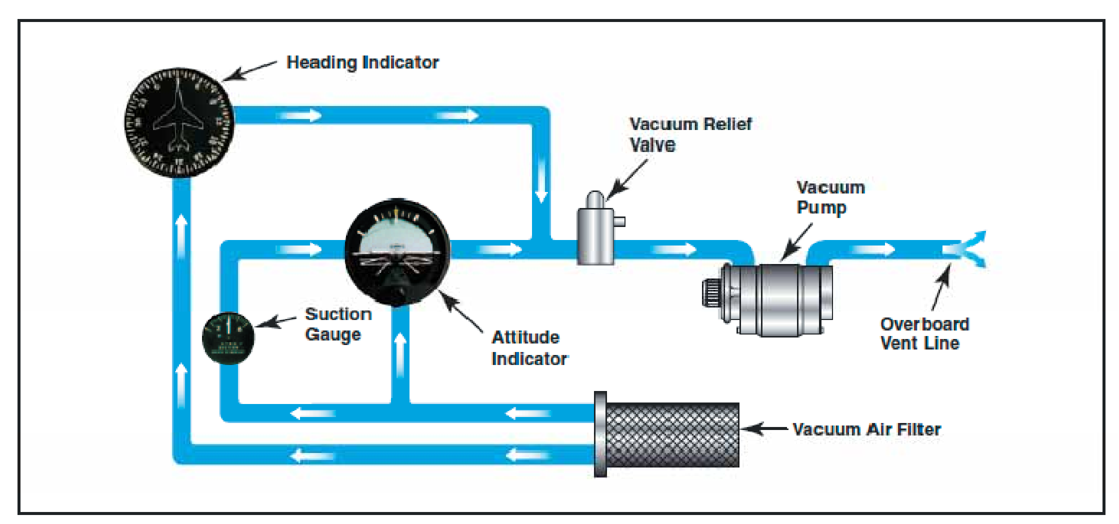


Figure 6-13. Typical Vacuum System.

如图 6-13 所示，空气被发动机驱动的真空泵抽进真空系统。首先经过一个过滤器，它能防止外边的东西进入真空或压力系统。空气然后经过姿态指示仪和航向指示仪，这里它使陀螺仪旋转。减压阀是防止真空压力或者抽气机超过指定的限制。之后，空气被排出系统或者用在其他系统内，例如用于使充满空气的防冰罩膨胀。

飞行期间监视真空压力很重要，因为吸气压力低的时候姿态指示仪和航向指示仪可能不能提供可靠的信息。真空，吸气或量表通常被标记来指示正常范围。一些飞机装配了告警灯，当真空压力下降到预期水平的时候就发亮。

转弯指示仪

飞机使用两种转弯指示仪-转弯侧滑指示仪以及转弯协调仪。因为陀螺仪安装的方式，转弯侧滑指示仪只以度每秒指示转弯的速度。由于转弯协调仪上的陀螺仪以一个角度安装，或者说是倾斜的，开始它可以显示侧滚速度。一旦侧滚稳定后，它就指示转弯的速度。两个仪表都显示转弯方向和质量(转弯协调性)，也可以用作姿态指示仪失效时倾斜信息的备用来源。协调性是通过使用倾角计获得的，它由充满液体的弯管组成，其中有一个小球。如图 6-14

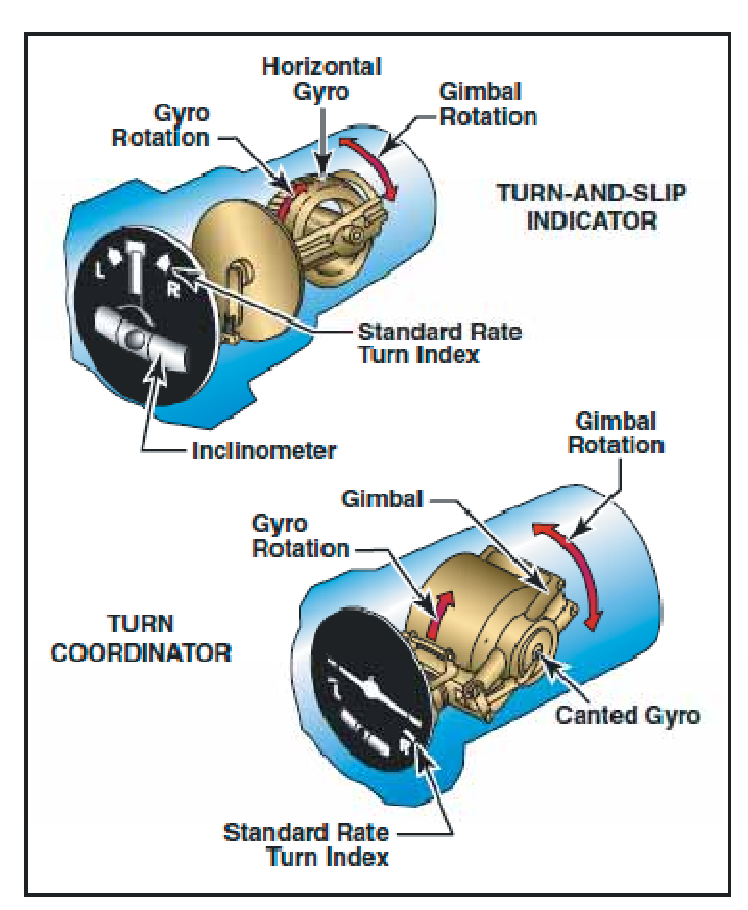


Figure 6-14. Turn indicators rely on controlled precession for their operation.

转弯侧滑指示仪

转弯侧滑指示仪中的陀螺仪在竖直平面内旋转，对应于飞机的纵轴。一个单极万向节限制了陀螺仪可以在其中倾斜的平面，一个弹簧试图把它恢复到中心。由于进动，水平方向的偏转力使得陀螺仪从飞行员座位看去是向左或者向右倾斜。转弯侧滑指示仪使用一个指针，称为转弯指针来指示转弯的方向和速度。

转弯协调仪

转弯协调仪中的万向节是倾斜的；因此，它的陀螺仪可以检测侧滚速度和转弯速度。由于转弯协调仪在训练飞机上更流行，这里的讨论就集中于这个仪表。当在转弯侧滚或者退出侧滚时，仪表上的小飞机就会向飞机侧滚方向倾斜。快的侧滚速度导致小飞机比慢侧滚速度倾斜的更陡。

转弯协调仪通过使小飞机的机翼和转弯指针对齐可以用于确定和维持标准速率转弯(standard-rate-turn)。转弯协调仪只显示转弯的速度和方向；它不显示倾斜的具体角度。

【标准速率转弯：每秒 3 度的转弯。完整的 360 度转弯需要 2 分钟。确定标准速率转弯所需近似倾角大小的经验方法是转弯空速除以 10，再加上结果的一半。例如 120 节空速时，

标准速率转弯大约需要 18 度倾角(120/10=12;12+6=18),200 节时大约需要 30 度倾斜角来做标准速率转弯。】

倾角计

倾角计用于表示飞机的偏航，它是飞机机头的边对边运动。在协调转弯和平直飞行时，重力使得小球位于弯管的参考线中间。协调转弯飞行是通过保持小球居中而维持的。如果小球没有居中，它可以用方向舵来居中。为了这样，要在小球偏转的一边施加方向舵压力。使用简单的规则，"脚踏球上"来记住应该踩哪边的脚舵。【译者注：小球在右边，就踩右边脚舵来居中，否则踩左侧脚舵。】

如果副翼和方向舵在转弯时是协调的，球就会保持在弯管的中间。如果空气动力不平衡，球就会离开弯管的中间。如图 6-15 所示，内滑(slip)时，对应于这个倾斜角来说转弯速度太慢，球就会向转弯的内侧移动。外滑时，对应于这个倾斜角来说转弯速度太快，球向转弯的外侧移动。为纠正这种状态，改进转弯的质量，记住"脚踏球上"。改变倾斜角也可以帮助从外滑或者内滑中恢复协调飞行。要纠正内滑，可以降低倾斜角或者增加转弯速度。要纠正外滑，增加倾斜角或者降低转弯速度。

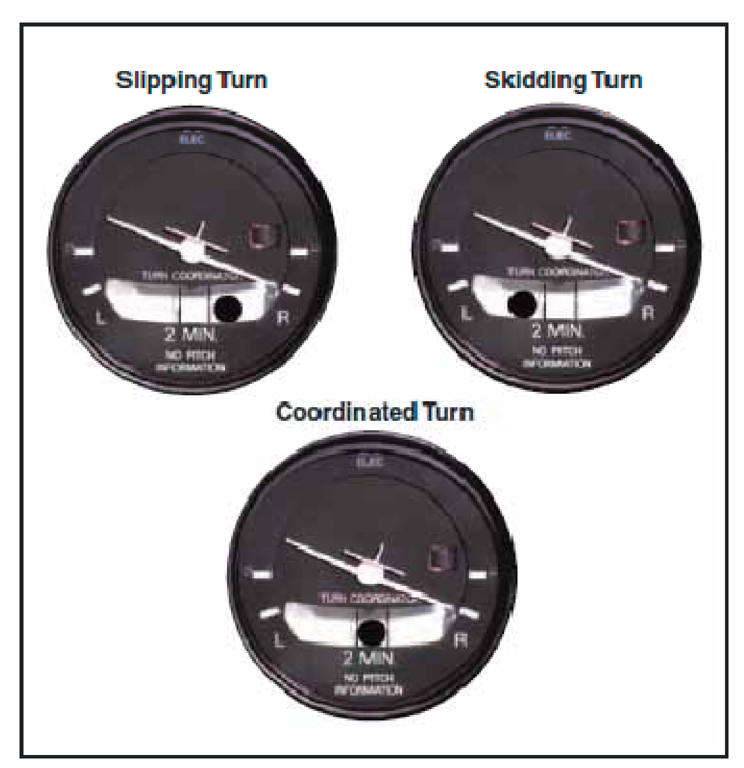


Figure 6-15. If inadequate right rudder is applied in a right turn, a slip results. Too much right rudder causes the airplane to skid through the turn. Centering the ball results in a coordinated turn.

【倾角计：这个仪表的组成是弯曲玻璃管，内有玻璃球，球受类似煤油流体的阻尼。】

仪表检查

飞行前，检查倾角计充满液体且没有气泡。球应该在它的最低点。当滑行转弯时，转弯协调仪应该指示正确方向的转弯。

姿态指示仪

姿态指示仪使用它的缩微小飞机和地平线显示飞机的姿态情况。缩微小飞机和地平线的关系和真实飞机相对实际地平线的关系是一样的。仪表指示出飞机瞬时姿态即使是最微小的变化。

姿态指示仪中的陀螺仪安装在水平平面内，它的运行取决于空间内的刚性。地平线线条表示真实地平线。这个地平线被固定到陀螺仪，保持在水平平面内，当飞机绕它的横轴或者纵轴抚养或者倾斜时，它能够指示飞机相对于真实地平线的姿态。如图 6-16

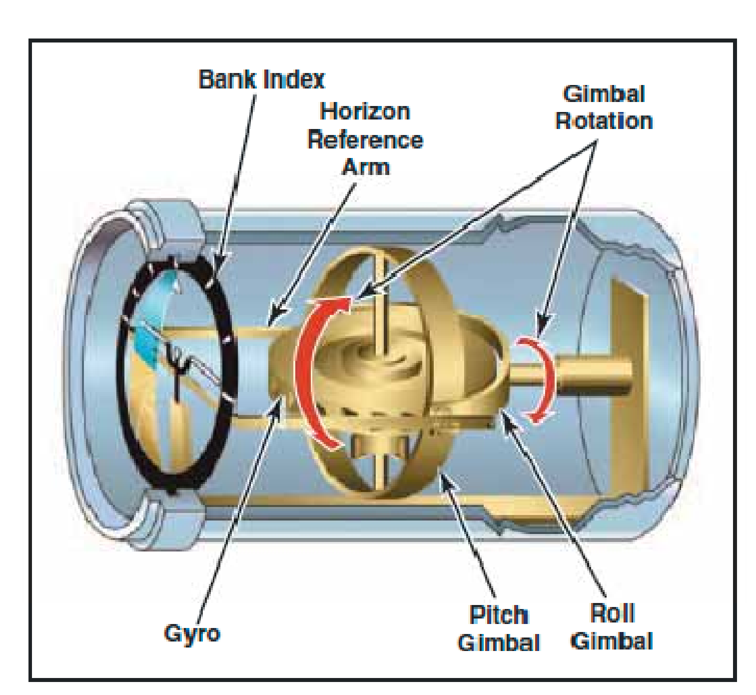


Figure 6-16. Attitude indicator.

提供的一个调节旋钮，可以用它来调节缩微的飞机对应于地平线的上下位置，以配合飞行员的视线。通常的，缩微的小飞机被调节为平直飞行时机翼交叠在地平线上。

俯仰和倾斜限制依赖于仪表的制造和型号。倾斜平面的限制通常从 100 度到 110 度，俯仰限制通常从 60 度到 70 度。如果任何一个限制被超过了，仪表将会混乱或者溢出，知道重新稳定才会正确的显示。很多现代姿态指示仪不会混乱。

每个飞行员都应该能够解释图 6-17 中所示的倾斜刻度。仪表顶部的大多数倾斜刻度指示仪和飞机实际倾斜的方向同向运动。某些其他型号移动方向和飞机实际倾斜方向相反运动。如果指示仪用于确定倾斜方向，那么这会使飞行员混淆。这个刻度应该只能用于控制期望倾斜的角度。缩微飞机对地平线的关系应该用于倾斜方向的指示。

姿态指示仪是可靠的，也是仪表面板上最逼真的飞行仪表。它的指示非常接近飞机的实际姿态。

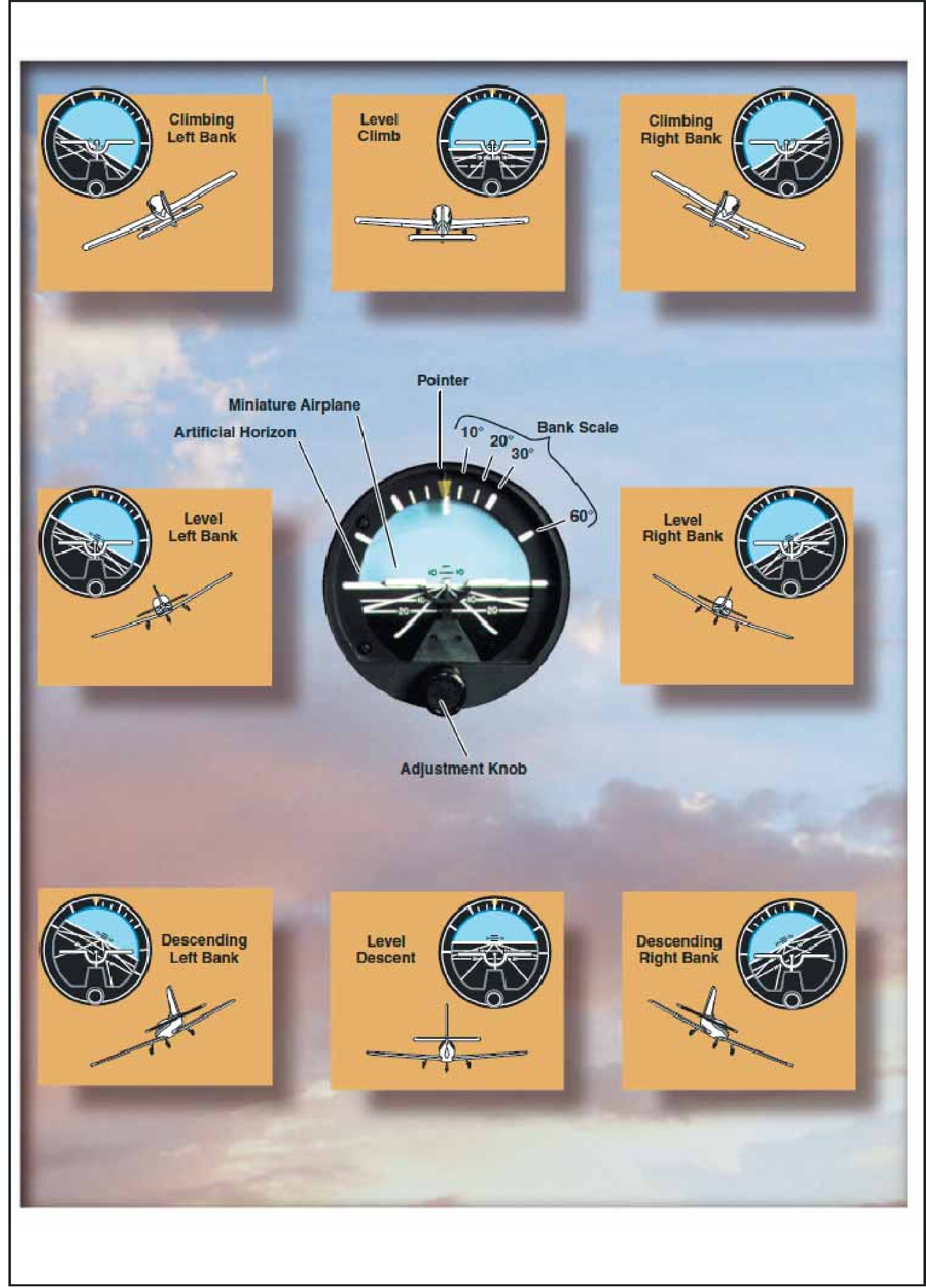


Figure 6-17. Attitude representation by the attitude indicator corresponds to that of the airplane to the real horizon.

航向指示仪

航向指示仪或者定向陀螺是一个基本的机械仪表，设计用于使磁罗盘容易使用。磁罗盘中的误差是很多的，使得直线飞行和精确转弯到特定航向难以完成，特别是在紊流的空气中时。然而航向指示仪不会受使磁罗盘难以准确指示的力的影响。如图 6-18

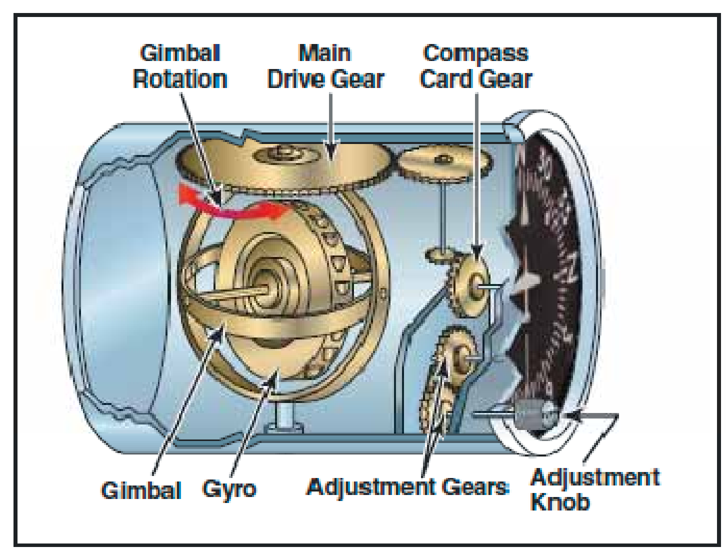


Figure 6-18. A heading indicator displays headings based on a 360° azimuth, with the final zero omitted. For example, a 6 represents 060°, while a 21 indicates 210°. The adjustment knob is used to align the heading indicator with the magnetic compass.

航向指示仪的运行依据于空间刚性的原理。转子在一个竖直平面内旋转，被固定到一个罗经刻度盘的回转轴。因为转子保持空间内的刚性，卡上的点在空间内保持相对于垂直平面的相同位置。当仪表盒子和飞机绕垂直轴旋转时，罗经刻度盘提供清除准确的航向信息。

由于摩擦力产生的进动，航向指示仪会从一个航向缓行或漂移到设定的航向。在其他因素中，漂移量极大的依赖于仪表的状况。如果齿轮用旧了，有灰尘，没有正确润滑，漂移会过量。航向指示仪中的另一个误差是由于陀螺仪是空间导向的这个事实导致的，地球在空间上的旋转是每小时 15 度。因此，摩擦力产生的进动要被削弱，航向指示仪每小时的运行可能多达 15 度的误差。

一些航向指示仪从磁性辅助传送器接受磁北极参考，通常不需要调整。没有这样一个自动寻找北极能力的航向指示仪称为"自由"陀螺，需要定期调整。经常检查指示是非常重要的，大约每 15 分钟一次，必要时需要复位航向指示仪和磁罗盘对齐。当飞机平直恒速飞行时，调整航向指示仪到磁罗盘航向来避免罗盘误差。

航向指示仪的俯仰和倾斜限制随仪表的具体设计和制造而变化。轻型飞机的某些航向指示仪的限制大约为 55 度俯仰和 55 度倾斜。这些姿态限制的任何一个被超出时，会发生仪表混乱和溢出，不再给出正确指示，知道重新复位。溢出后，它可以用锁钮复位。很多使用的现代仪表被设计成不会混乱的行为。

仪表检查

当陀螺旋转起来的时候，确认没有不正常的声音。滑行时，仪表应该指示正确方向的转弯，进动不应该不正常。在慢车功率时，使用真空系统的陀螺仪表可能不会达到操作速度，进动可能比飞行时发生的更快。

磁罗盘

由于磁罗盘依据磁力原理工作，飞行员对于磁力至少有个基本的理解是有益的。一个简单的条状磁体有两个磁力中心，它们称为磁极。磁力线从每一极全向流出，最后弯曲返回到另一极。这些磁力线穿过的区域称为磁场。处于讨论的目的，磁极命名为"北极"和"南极"。如果两个磁体放在一起，那么一个磁体的北极就会吸引另一个磁体的南极。有证据表明围绕地球周围有磁场，磁罗盘的设计应用了这个理论。很像在地球两极地面以下几百英里有一个巨大的磁体。如图 6-19

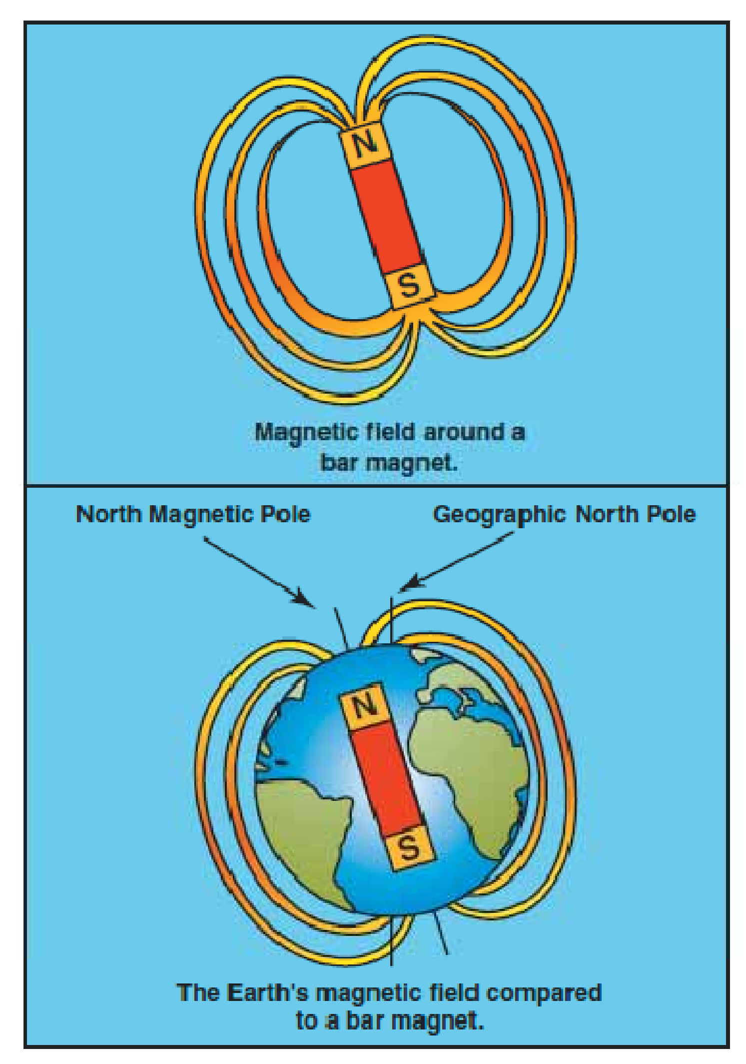


Figure 6-19. Earth's magnetic field.

地球绕这地理南极和北极形成的轴旋转。这些地点也称为真南极和真北极。另一个是磁南极和磁北极形成的轴。磁力线从每一个磁极的所有方向流出，最终返回到相反的一极。罗盘和

地球的南北极磁场形成的磁轴对齐。

磁力线的垂直分量在赤道上为 0，在磁极位置为 100%全部的力。如飞机上的磁罗盘，如果磁盘指针保持顺着这些磁力线，垂直分量就会导致指针的一端倾斜或者偏转。偏转程度随着指针越来越靠近磁极而增加。就是这个偏转或者倾斜才导致磁罗盘很大的误差。

磁罗盘结构简单，它经常是飞机上唯一的一个寻找方向的仪表。它包含两个固定于浮子上的磁铁指针，围绕这个磁性指针安装了个刻度盘。指针是平行的，它的北极端指向相同的方向。罗盘刻度的字母标出了主要的航向，每 30 度间隔用一个数字标出，最后的 0 度被忽略。例如，30 度在刻度盘上表示为 3，而 300 度表示为 30。在这些数字之间，刻度盘按 5 度分度。磁罗盘是所有飞机必需设备。它用户设定回转仪的航向指示仪，纠正进动，航向指示仪故障时它作为备用设备。如图 6-20

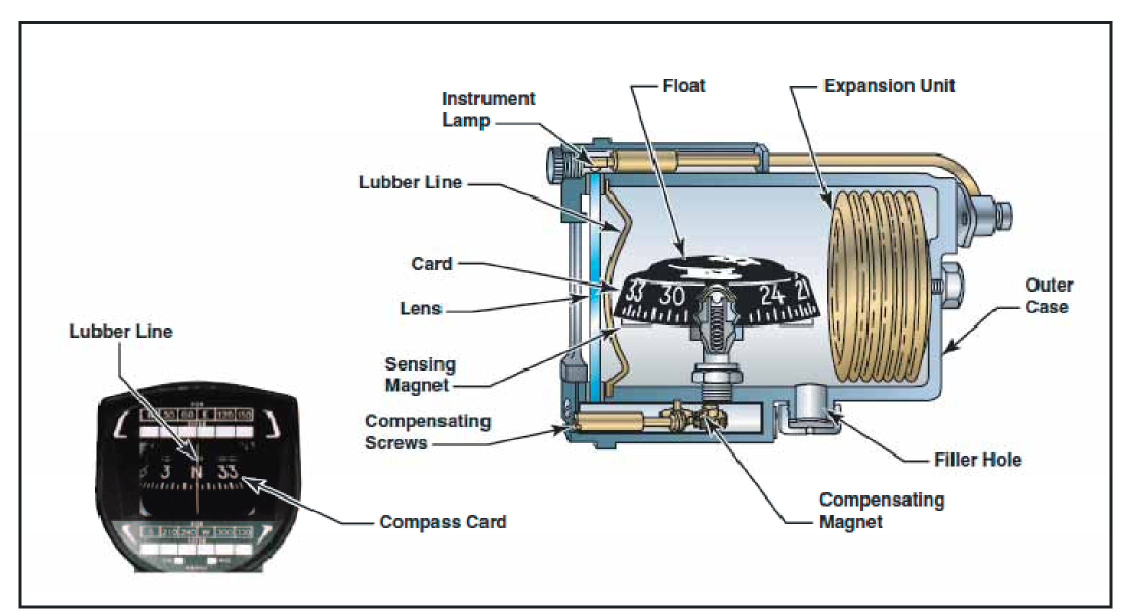


Figure 6-20. Magnetic compass.

罗盘误差

磁偏角

尽管说地球磁场有南极和北极，但是地球的磁场极和它的地理极是不一致的，在航图制作中使用地理极。进而，在地球表面的大多数地方，搜寻地球磁场的方向敏感的钢指针就不会指向真北极，而是指向磁北极。而且，矿藏或者其他情况导致的局部磁场会扭曲地球的磁场，给以磁北极为参照的磁化指针在寻找磁北极方向时带来额外的误差。

磁罗盘参照的磁北极和真北极之间的角误差是变化的。连接相同偏差值的点的线称为等偏角线。要把真航线或者航向转换为磁航向，向东减去偏差，向西增加偏差。从磁航向转换到真实航向时步骤相反。如图 6-21

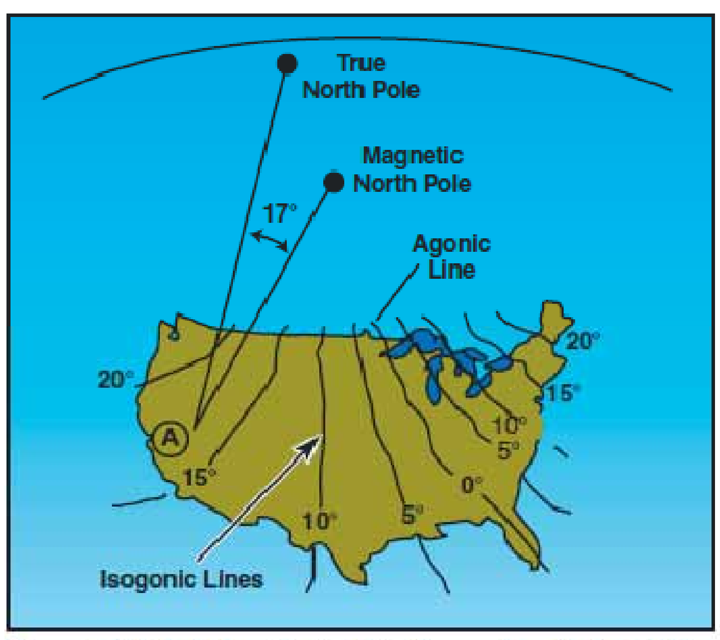
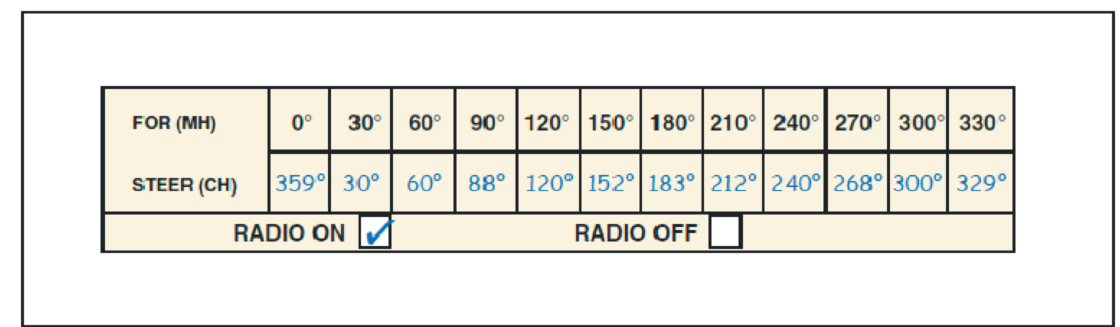


Figure 6-21. Variation at point A in the western United States is 17°. Since the magnetic north pole is located to the east of the true north pole in relation to this point, the variation is easterly. When the magnetic pole falls to the west of the true north pole, variation is westerly.

【美国西部的 A 点偏差为 17 度，因为相对这点而言磁北极在真实北极的东边，所以在罗盘指示的方向是向东偏差了 17 度。当磁北极在真实北极西边时，那么我们称偏差是向西的。制作航图时使用的地理南极和北极。】

罗盘偏差

除了地球产生的磁场之外，飞机内的金属或电子附件也会产生其他磁场。这些磁场会扭曲地球的磁场力，导致磁罗盘指针摆动离开正确的航向。这个误差称为罗盘偏差。制造商在罗盘盒子内安装了补偿磁体来降低偏差的影响。当发动机运行和所有电子设备工作时，磁体通常是被调整过的。但是，完全消除偏差误差是不可能的；因此在路盘边上安装了罗盘纠正卡。这个卡用于纠正从一个航向向另一个航向磁力线在不同角度时发生的相互影响。如图 6-22



FOR (MH)	0°	30°	60°	90°	120°	150°	180°	210°	240°	270°	300°	330°
STEER (CH)	359°	30°	60°	88°	120°	152°	183°	212°	240°	268°	300°	329°

RADIO ON ☑ RADIO OFF ☐

Figure 6-22. Compass correction card.

磁倾角

磁倾角是地球磁场的垂直分量的结果。实质上这个倾角在磁赤道上是不存在的，因为磁力线

平行于地球表面，垂直分量是最小的。当磁罗盘向两极移动时，垂直分量增加，在高纬度地区磁倾角变的很明显。磁倾角是加速，减速和转向是罗盘误差的原因。

使用磁罗盘

加速 / 减速误差

速度变化时罗盘中的加速/减速误差是波动的。在北半球，加速时指针向北摆，减速时向南摆。当速度稳定后，指针返回到准确的指示。当向西或者向东飞行这个误差最明显，当向南极或者北极飞近时，这个误差逐渐降低。当直南或者直北飞行时，不发生这个误差。为了帮助记忆："加速向北，减速向南"这个口诀应该能帮助你记得这个规则。在南半球，这个误差发生的情况正好相反。

转向误差

转向或者转离南北极航向时转向误差最明显。这个误差随着接近磁极而增加，而且磁倾角明显增加。当接近磁赤道区飞行时没有转向误差。

在北半球，当从向北航向转弯时，罗盘最初会向相反方向指示。它然后开始指示正确方向上的转弯，但是比实际航向有迟滞。随着继续转弯，迟滞的程度降低，当飞机达到向东或者向西航向时迟滞消失。当从向东或者向西的航向朝北转弯时，随转弯开始并没有发生转向误差。然而，当航向接近向北时，在飞机实际航向之后的罗盘迟滞增加。当从向南的航向转弯时，罗盘能够给出正确方向的转弯指示，但是领先于实际航向。当飞机接近东西航向时这个误差消失。从向东或者向西航向朝南转弯使罗盘在转弯的开始能够正确运动，当飞机接近向南的航向时罗盘的指针更加领先于实际航向。

领先或者迟滞的大小近似等于飞机所在的纬度。例如，飞行在北纬 40 度时从向南航向朝西转弯，罗盘快速的转向到 220 度航向(180 度+40 度=220 度)。在转弯的中点，领先会降低到大约一半，到达向西航向时，领先量为 0。

磁罗盘是飞机上唯一的指向仪表，应该只在飞机恒速平直飞行时读罗盘。这有助于把误差降低到最小。

如果飞行员透彻地理解了误差和罗盘的特性，这个仪表可以成为确定航向的最可靠方法。

仪表检查

在飞行前，罗盘充满液体。然后在转弯时，罗盘应该自由摆动，能够指示确知的航向。

垂直刻度盘型罗盘

较新设计的罗盘是垂直刻度盘型罗盘，极大的降低了旧式罗盘设计的固有误差。它包含一个可旋转刻度盘上的方位角，和类似航向指示仪的固定式缩微小飞机来准确的表示飞机的航向。这种表示很容易读，飞行员可以看到和航向有关的 360 度刻度盘。这种设计使用涡电流阻尼【通过磁场相互作用的降幅式振荡器】来使得转弯时的领先或者延迟最小。如图 6-23

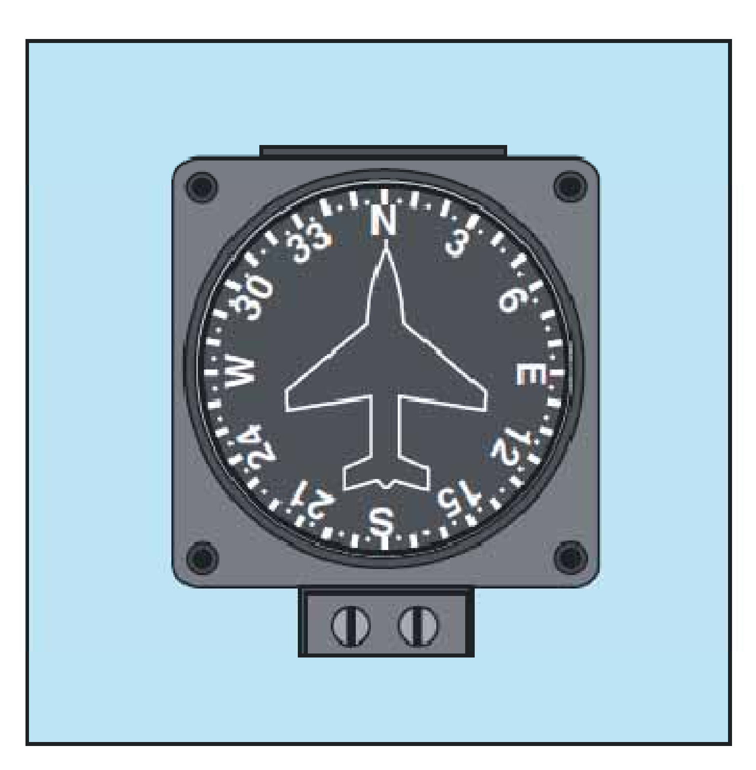


Figure 6-23. Vertical card compass.

外部空气温度表

外部空气温度表是一个简单有效的装置，它的传感元件暴露在外部空气中。传感元件包含一个双金属温度计，它由两种不同的金属焊接在一起称为一条，扭成螺旋状。一端锚进保护管，另一端附于指针，它读取圆形盘面上的刻度。外部空气温度表的刻度可以是摄氏度，华氏度或者这两者。准确的空气温度为飞行员提供随高度变化的温度下降率信息。如图 6-24



Figure 6-24. Outside air temperature gauge.

第七章－飞行手册和其它文档

飞机飞行手册

飞机飞行手册是飞机制造商开发而由 FAA 批准的文档。它特定于飞机的型号和注册序号，包含操作程序和限制。联邦法规全书(CFR)的 14 号法律 91 部要求飞行源遵守在批准的飞机飞行手册，标记，和标牌中指定的操作限制。最初，飞行手册是按照制造商感觉合适的格式和内容来撰写的。这种情况随着通用航空制造商协会(GAMA)的飞行员操作手册规范得到公认而改变，它为所有通用航空飞机和旋翼飞机手册确立了标准格式。飞行员操作手册(POH)由飞机制造商开发，包含 FAA 批准的飞机飞行手册(AFM)信息。但是，如果飞行员操作手册作为主要的参考手册而不是飞机飞行手册，必须在扉页包含一个声明表示文档的段落由 FAA 批准为飞机飞行手册。如图 7-1



Figure 7-1. Airplane Flight Manuals.

【上面的这段话简要说明了飞机飞行手册和飞行员操作手册都是要官方批准的，而且格式是有标准规范的。如果使用飞行员操作手册作为主要参考，那么相关段落要声明由 FAA 批准可用作飞机飞行手册。我国的民航飞机手册批准方面的规范请参考民航总局标准司相关规范。】

飞机所有者/信息手册是飞机制造商开发的文档，包含关于飞机制造和型号方面的一般信息。飞机所有者手册不是 FAA 批准的，也不特定于具体注册号的飞机。这个手册提供飞机运行有关的一般信息，不保持最新，所以不能代替飞机飞行手册或者飞行员操作手册。

处了序言的几页之外，飞行员操作手册还包含多达 10 个部分。具体为：概述；限制；紧急程序；正常程序；性能；重量和平衡/装备表；系统描述；使用，保养和维护；和附录；制造商可选包含第十部分安全提示和手册结尾的字母顺序索引表。

序言

虽然相同制造和型号飞机的 AFM/POH 看起来相似，但是每个手册都是特定的，因为手册包含具体飞机的详细信息，例如安装的装置和重量/平衡信息。因此要求制造商把序列号和注册信息包含在手册扉页以识别手册所属的飞机。如果一本手册没有具体飞机的注册和序列号，那么这个手册就被限制只能用于一般的学习用途。

大多数制造商会给手册包含一个目录，它按整个手册的章节号和标题顺序排列。通常每一章节也包含自己的目录。页码反应章节和它所在的页。如果手册以活页形式出版，通常用包含章节号或者标题或者同时包含章节和标题的分隔标签来标记。紧急程序部分可能使用红色标签，以便快速辨认和参考。

概述(第一部分)

概述部分提供基本的飞机和动力装置描述信息。一些手册包含提供飞机不同部分尺寸的三视

图。包含的信息如翼展，最大高度，总长度，轴距长度(前后车轮轮轴距离)，主起落架轨迹宽度，最大螺旋桨直径，螺旋桨地面间距，最小转弯半径，和机翼面积。本章用于熟悉飞机的快速参考。

概述一章的最后段落包含定义，缩写，符号的解释，和手册中用到的一些术语。制造商也可以包含一些公制和其他换算表格。

限制(第二部分)

限制部分只包含那些规章要求的和飞机，动力装置，系统和设备安全运行所必需的限制。它包括操作限制，仪表标记，色标，和基本的张贴牌。一些限制范围包括：空速，发动机，重量和载荷分布，以及飞行。

空速

空速限制通过色标显示在空速指示器上，或者显示在飞机标牌和图表上。如图 7-2



Figure 7-2. Airspeed limitations are depicted by colored arcs and radial lines.

空速指示器上的红线表示超出这个空速限制会发生结构性损坏。这个速度称为永不超过速度(Vne)。黄色弧线表示最大结构性巡航速度(Vno)和永不超过速度(Vne)之间的范围。在黄色弧线范围的速度运行的飞机只能在平稳空气中飞行，且有警告。绿色弧线表示正常速度范围，上限是最大结构巡航速度，下限是起落架和襟翼都收起(Vsi)的最大重量失速速度。襟翼操作范围用白色弧线表示，它的上限为最大襟翼伸出速度(Vfe)，下限为起落架和襟翼都处于着陆设定时的失速速度(Vso)。

除上述列出的标记外，小型多发飞机会有一个红色径向线来表示单发动机最小可控速度(Vmc)。蓝色径向线用于表示单发动机在最大重量海平面条件下的最大爬升率速度(Vyse)。

动力装置

动力装置限制方面描述了飞机的往复式或者涡轮发动机的运行限制。这些限制包括起飞功率，最大连续功率，和最大正常运行功率，它是发动机没有任何限制时可以产生的最大功率，用

绿色弧线表示。可以包含在这个方面的项目还有最小和最大润滑油和燃油压力，润滑油和燃油等级以及螺旋桨运行限制。如图 7-3



Figure 7-3. Minimum, maximum, and normal operating range markings on oil gauge.

所有往复式发动机推动的飞机上每个发动机必须有一个转速指示器。装配恒速螺旋桨的飞机使用进气压力表来监视输出功率，转速表监视螺旋桨速度。这两个仪表都用红色径向线表示最大运行极限，绿色弧线表示正常运行范围。一些仪表还会有一个黄色弧线来表示告警范围。如图 7-4



Figure 7-4. Manifold pressure and r.p.m. indicators.

重量和载荷分布

重量和载荷分布方面包括最大认证重量和重心(CG)范围。平衡计算中用到的参考数据来源也包含在这部分。重量和平衡计算不包括在这部分，而是在飞机飞行手册或者飞行员操作手册的重量和配平部分。

飞行限制

这部分列出了适当的入口速度，飞行载荷因子限制，和多种操作限制条件下的审定的机动。它还会说明下列机动是禁止的，如螺旋，特技飞行和飞行到确知的结冰条件区域的操作限制。

标牌

大多数飞机显示一个或多个包含直接关系到飞机安全运行信息的标牌。这些标牌位于飞机内的显著位置，它们复制了手册的限制部分或者根据适航指示指导。如图 7-5



Figure 7-5. Placards are a common method of depicting airplane limitations.

紧急程序(第三部分)

检查表描述了建议的程序和空速以应付紧急程序部分中的不同类型紧急和危急情况。适用的一些紧急情况包括：发动机故障，起火和系统故障。也可能会包括飞行中发动机重新启动和水上迫降的程序。

制造商可能首先按照反应动作的顺序以缩写形式来给出紧急检查单。详细的说明检查单提供了关于缩写检查单之后的程序的额外信息。为紧急情况有所准备，要记住立即的动作项目，完成后要参考对应的检查单。

制造商可能会包括一个可选方面称为"不正常程序"。这部分描述本质上不被看作是紧急情况的故障的建议处理程序。

正常程序(第四部分)

这部分以正常运行的空速列表开始。后续部分可能包含几个检查单，它们可能包括起飞前检

查，起飞前，启动发动机，滑行之前，滑行，起飞前，起飞，爬升，巡航，下降，着陆前，复飞(中断着陆，balked landing)，着陆后，和飞行后程序。详细程序部分根据检查单提供不同程序的更多详细信息。

为避免遗漏重要步骤，永远使用正确的检查单，只要它们可以使用。一贯坚持使用批准的检查单是有纪律的胜任的飞行员的标志。

性能(第五部分)

性能部分包含飞机认证规章要求的所有信息，以及制造商认为可以增强飞行员安全地操作飞机能力的任何额外性能信息。性能图表，表格和曲线图的格式是不同的，但是都包含相同的基本信息。在大多数飞行手册中可以发现的一些性能信息例子包括：用于换算标定速度为真实空速的曲线图或表格，不同配置条件下的失速速度表格，以及用于确定起飞和爬升性能，巡航性能，着陆性能的数据。图 7-6 是一个典型的性能图表样例。关于如何使用图表，曲线图和表格，请参考第九章-飞机性能。

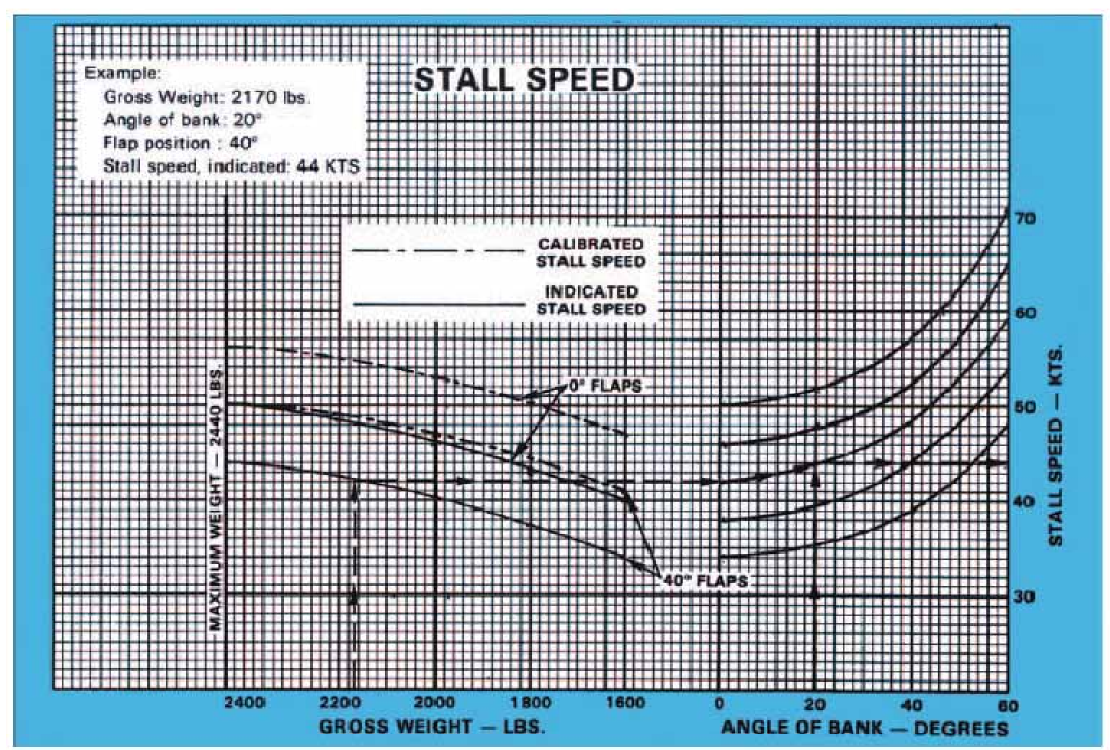


Figure 7-6. Stall speed chart.

重量和平衡/装备列表(第六部分)

重量和平衡/装备表部分包含 FAA 要求的用于计算飞机的重量和平衡的所有信息。

制造商还会在这部分包含一些示例性的重量和配平问题。重量和平衡在第八章-重量和平衡中讨论的更加详细。

系统描述(第七部分)

系统描述部分是制造商为了飞行员理解系统如何运行而详细的描述系统的部分。飞机系统方面的更多信息，请参考第五章-飞机系统。

运行，保养，和维护(第八部分)

运行，保养和维护部分描述由制造商和规章建议的维护和检查。适用于飞机，发动机，螺旋桨和部件的适航指示(AD)的发布可能要求额外的维护和检查。

这部分也描述可以由认证的飞行员完成的预防性维护，以及制造商建议的地面处理程序。这也包括飞机在飞机棚，束缚和一般储藏程序的考虑事项。

附录(第九部分)

附录部分描述当装配了不在标准飞机上配备的多种可选系统和装备时安全高效地操作飞机所必须的相关信息。这些信息中的某些可能由制造商提供，或者可选装备制造商提供。当安装了装备时，适当的信息就要插入到飞行手册中。自动飞行，导航系统，和空气调节系统是这部分描述的设备例子。

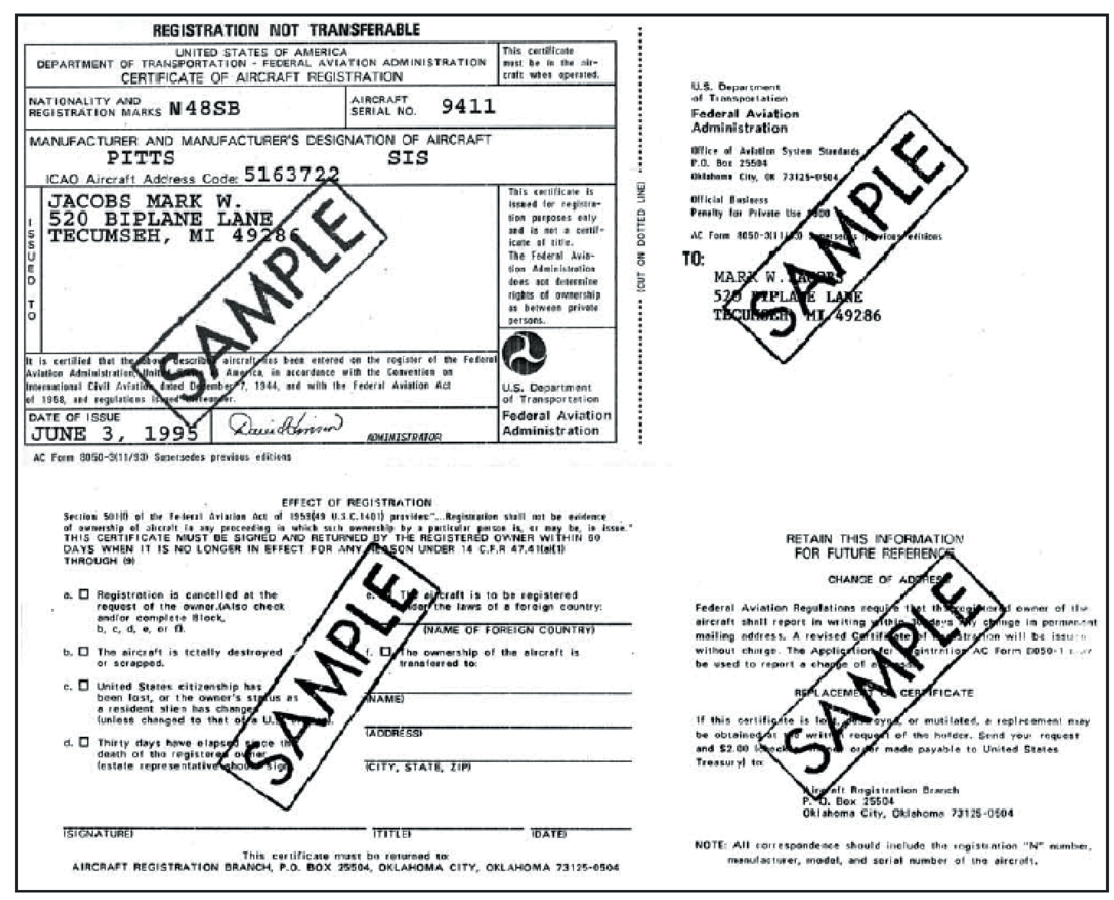
安全提示(第十部分)

安全提示部分是一个可选部分，包含增强飞机安全运行的评论信息。可能包含的一些信息例如：生理因素，一般天气信息，燃油节约程序，高海拔运行，和冷天气运行。

飞机档案

飞机注册证书

一架飞机在可以合法的飞行之前，必需经过 FAA 民用航空注册处注册。飞机的注册证书颁发给飞机所有者以作为注册证明，必须随时随机携带。如图 7-7


REGISTRATION NOT TRANSFERABLE

UNITED STATES OF AMERICA
DEPARTMENT OF TRANSPORTATION - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION
CERTIFICATE OF AIRCRAFT REGISTRATION

This certificate must be in the aircraft when operated.

NATIONALITY AND REGISTRATION MARKS N48SB
AIRCRAFT SERIAL NO. 9411

MANUFACTURER AND MANUFACTURER'S DESIGNATION OF AIRCRAFT
PITTS SIS
ICAO Aircraft Address Code: 5163722

ISSUED TO
JACOBS MARK W.
520 BIPLANE LANE
TECUMSEH, MI 49286

This certificate is issued for registration purposes only and is not a certificate of title. The Federal Aviation Administration does not determine rights of ownership as between private persons.

U.S. Department of Transportation
Federal Aviation Administration

DATE OF ISSUE
JUNE 3, 1995
ADMINISTRATOR

AC Form 8050-3(11/93) Supersedes previous editions

(CUT ON DOTTED LINE)

U.S. Department of Transportation
Federal Aviation Administration

TO:
MARK W. JACOBS
520 BIPLANE LANE
TECUMSEH MI 49286

EFFECT OF REGISTRATION

THIS CERTIFICATE MUST BE SIGNED AND RETURNED BY THE REGISTERED OWNER WITHIN 60 DAYS WHEN IT IS NO LONGER IN EFFECT FOR ANY REASON UNDER 14 C.F.R 47.41(a)(1) THROUGH (9)

a. ☐ Registration is cancelled at the request of the owner. (Also check and/or complete Block b, c, d, e, or f)

b. ☐ The aircraft is totally destroyed or scrapped.

c. ☐ United States citizenship has been lost, or the owner's status as a resident alien has changed

d. ☐ Thirty days have elapsed since the death of the registered owner

e. ☐ The aircraft is to be registered under the laws of a foreign country:

(NAME OF FOREIGN COUNTRY)

f. ☐ The ownership of the aircraft is transferred to:

(NAME)

(ADDRESS)

(CITY, STATE, ZIP)

(SIGNATURE) (TITLE) (DATE)

This certificate must be returned to:
AIRCRAFT REGISTRATION BRANCH, P.O. BOX 25504, OKLAHOMA CITY, OKLAHOMA 73125-0504

RETAIN THIS INFORMATION FOR FUTURE REFERENCE

P.O. Box 25504
Oklahoma City, Oklahoma 73125-0504

NOTE: All correspondence should include the registration "N" number, manufacturer, model, and serial number of the aircraft.

Figure 7-7. AC Form 8050-3, Certificate of Aircraft Registration.

飞机的注册证书在下列情况下不能用于运行：

- 飞机是按照国外法律注册的
- 飞机的注册按照证书持有人的书面请求被取消
- 飞机完全损毁或者废弃
- 飞机的所有权已经转移
- 证书持有人失去美国国籍

对于附加情况，参考联邦法律全书 14 部(14 CFR)47.41 节。
当联邦法律全书 14 部 47.14 节所列情况之一发生时，先前的所有者必须填好飞机注册证书的背面邮寄至下列地址告知 FAA：

联邦航空管理局
民用航空注册处 ，AFS-750
邮政信箱　25504
俄克拉荷马市，俄克拉荷马州，73125

经销商飞机注册证书是注册证书的另一种形式,但是仅对制造商要求的飞行测试或者经销商/制造商销售飞机所必须的飞行才有效。当飞机售出后经销商必需撤下证书。

遵守联邦法律全书 14 部 47.31 节之后，飞机注册证书申请书的粉红色副本是一种授权，可以运行一架未注册飞机时长不超过 90 天。由于飞机没有注册，它不能在美国之外运行，

直到收到永久的飞机注册证书放在飞机上。

FAA 不颁发任何所有权证书或者签署任何和飞机注册证书有关的信息。

注意：涉及飞机注册申请或者飞机销售帐单的附加信息，请联系最近的 FAA 飞行标准地区办公室(FSDO)。

适航证书

在飞机被检查后，认为满足 14 CFR21 部的要求，且处于安全运行状态，FAA 的代表就可以颁发一份适航证书。适航证书必须显示在飞机里，运行的任何时候对乘客和机组都清晰易懂。适航证书要随飞机一起转让，除非飞机是卖给国外购买人的。

标准适航证书颁发给按照普通(normal)，公用(utility)，特技(acrobatic)，通勤(commuter)和运输(transport)类分类认证的飞机，或者颁发给有人驾驶的自由气球。图 7-8 举例了一个标准适航证书，在证书下面有每一个项目的解释。

UNITED STATES OF AMERICA
DEPARTMENT OF TRANSPORTATION—FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION
STANDARD AIRWORTHINESS CERTIFICATE

1 NATIONALITY AND REGISTRATION MARKS	2 MANUFACTURER AND MODEL	3 AIRCRAFT SERIAL NUMBER	4 CATEGORY
N2631A	PIPER PA-22-135	22-903	NORMAL

5 AUTHORITY AND BASIS FOR ISSUANCE
This airworthiness certificate is issued pursuant to the Federal Aviation Act of 1958 and certifies that, as of the date of issuance, the aircraft to which issued has been inspected and found to conform to the type certificate therefor, to be in condition for safe operation, and has been shown to meet the requirements of the applicable comprehensive and detailed airworthiness code as provided by Annex 8 to the Convention on International Civil Aviation, except as noted herein.
Exceptions

NONE

6 TERMS AND CONDITIONS
Unless sooner surrendered, suspended, revoked, or a termination date is otherwise established by the Administrator, this airworthiness certificate is effective as long as the maintenance, preventative maintenance, and alterations are performed in accordance with Parts 21, 43, and 91 of the Federal Aviation Regulations, as appropriate, and the aircraft is registered in the United States.

DATE OF ISSUANCE	FAA REPRESENTATIVE	DESIGNATION NUMBER
08-10-95	MARION W. WILLIAMS	SW-FSDO-OKC

Any alteration, reproduction, or misuse of this certificate may be punishable by a fine not exceeding $1,000, or imprisonment not exceeding 3 years, or both. THIS CERTIFICATE MUST BE DISPLAYED IN THE AIRCRAFT IN ACCORDANCE WITH APPLICABLE FEDERAL AVIATION REGULATIONS.

FAA Form 8100-2 (8-82) GPO 892-804

Figure 7-8. FAA Form 8100-2, Standard Airworthiness Certificate.

第一项 国籍 –"N" 表示飞机是在美国注册的。注册标记包含一组 5 个数字或者数字和字母。在这个例子中，指定给飞机的注册号是 N2631A。

第二项 表示制造商，飞机的制造和型号

第三项 表示指定给飞机的制造商序列号，和飞机铭牌上注明的一样。

第四项 表示飞机必须运行的所属分类。在这个例子里，飞机必须按照 NORMAL 类飞机的特定限制来运行。

第五项 表示飞机符合它的类型认证，在检查时和证书颁发时被认为处于安全运行状态。任何适用的适航标准的免除要在此简要说明，给出免除号。如果没有免除项，那么输入"NONE"。

第六项 表示适航证书处于不确定的结果，如果飞机是按照 14CFR 第 21，43，和 91 部来

维修的话，且飞机在美国注册。
还包括证书颁发的日期和 FAA 代表的签字以及官员身份。

标准适航证书一直到飞机受到必要的维护之前都有效，且完全在美国注册。飞行安全部分的依赖于飞机的状态，它由机械师，认证的维修站或者满足 14CFR 第 43 部特定要求的制造商执行的检查来确定。

特殊适航证书颁发给所有在标准分类之外认证的飞机，例如实验性，受限制的，有限的，临时的，和体育飞行员。当购买一架非标准分类的飞机时，建议联系当地飞行标准地区办公室获得这样一个证书的有关适航要求和相关限制的解释。

飞机维护

维护被定义为飞机的保管，检查，大修，和维修，包括部件的替换。一架正确维护的飞机是一架安全的飞机。另外，正规的和正确的维护确保飞机在它的运行寿命期满足可接受的适航标准。
虽然不同类型的飞机维护要求不同，经验表明飞机每飞行 25 小时或者更少就需要某种类型的预防性维护，至少每 100 小时进行较小的维护。这也受运行类型，气候条件，保管设施，机龄，和飞机的结构影响。制造商提供维护飞机时应该使用的维护手册，部件目录，和其他服务信息。

飞机检查

14CFR 第 91 部把处于适航条件的飞机的维护的主要责任寄予所有者和运营者。必须对飞机执行可靠的检查，所有者在任何故障校正需要的检查期间必须维持飞机的适航性。

14CFR 第 91 部的 E 子部要求所有民用飞机按照特定时间间隔来确定总体运行状态。间隔时间依赖于飞机所属的运行类型。一些飞机每 12 个月需要至少一次检查，而其他飞机要求的检查间隔是每运行 100 小时。在某些情况下，可能按照一个检查制度来检查飞机，这个检查制度是为了对飞机进行完全的检查而建立的，可以基于日历时间，服务时间，系统运行次数或者这些条件的组合。

所有检查应该遵守制造商的最新维护手册，包括考虑检查间隔，部件替换和适用于飞机的寿命有限条款这些连续适航性的说明。

年度检查

任何往复式发动机驱动的或者单引擎涡轮喷气/涡轮螺旋桨驱动的小飞机(不超过 12500 磅)，在商业飞行或者休闲飞行，且不为补偿或出租的情况下，要求至少一年检查一次。检查应该由认证的持有检查授权的机身和发动机机械师来执行，或者由制造商检查，或者由认证和正确评估的维修站执行。除非年度检查已经在之前的 12 个月完成，否则飞机将不能运行。12 个日历月的期限为从一个月的任何一天到下一年相同月份的最后一天。一架年检过

期的飞机可以在 FAA 颁发的特殊飞行许可下运行，目的是飞机飞到年度检查可以执行的地点。然而，所有适用 的适航指示必须遵守。

100 小时检查

所有 12500 磅(除了涡轮喷气/涡轮螺旋桨驱动的多发动机飞机和涡轮机驱动的旋翼飞机)以下的飞机，受雇承载乘客，在之前的 100 小时运行时间内必须已经收到一个 100 小时检查，且被批准返回服役。另外的，用于租用飞行训练的飞机，当由执行飞行教练的人提供时，也必须有一个收到的 100 小时检查。这个检查必须由 FAA 认证的机身和发动机机械师执行，或者由正确评定的 FAA 认证的维修站或者由飞机制造商执行。一次年检或者一次为适航证书颁发的检查可以被一次要求的 100 小时检查代替。如果沿途不超过 10 小时而能到达一个可以执行检查的地方，100 小时限制可以是被超过的。用于到达一个可以执行检查地点的超额时间必须包含在计算下一个 100 小时服役时间里。

其他检查程序

年度和 100 小时检查要求不适用于大飞机(12500 磅以上)，涡轮喷气或者涡轮螺旋桨驱动的多发飞机，也不适用于所有者遵守先进的检查程序的飞机。这些要求的详细信息可以参考 14CFR43 部 43.11 节和第 91 部，子部 E 来确定，或查询当地飞行标准地区办公室确定。

高度计系统检查

14 CFR 第 91 部，91.411 节要求运行在受管制空域内仪表飞行规则(IFR)下飞机的高度计，编码式高度计和相关系统在过去的 24 小时内被测试和检查过。

收发机检查

14CFR 第 91 部，91.413 节要求收发机在按照 14CFR 第 91 部，91.215(a)节运行前，在过去的 24 月内应该被测试和检查过。

飞行前检查

飞行前检查是一个彻底的和系统的方法，通过它飞行员可以确定飞机是否适航和处于安全运行状态。在飞行员操作手册和所有者/信息手册中包含以部分专门介绍执行一次飞行前检查的系统的方法。

最少装备表和有无效设备时的运行

联邦法规全书要求所有飞机仪表和安装的设备在每次起飞前都是有效运行的。当 FAA 为

14CFR 第 91 部的执行采用了最少装备表(MEL)概念，这首次允许有飞机有不能工作的设备时也可以运行，这些设备被认定为对飞行安全不重要才可以。同时，它允许没有最低装备表的 91 部运营者可以按照 91 部的指导方针来延迟维修不重要的设备。

按照 91 部运行的小的旋翼飞机，非涡轮驱动的飞机，滑翔机或者比空气轻的飞行器，有两种延期维修的主要方法。它们是 14CFR 第 91 部 91.213(d)的延期条款和 FAA 批准的最少装备表(MEL)。

91.213(d)节的延期条款被大多数飞行员/运营者广泛的使用。它的流行是因为简单和文书工作最少。当飞行前或者离场前发现不工作设备时，决定应该是取消飞行，在飞行前获得维修，或者延期相应装备或设备。

维修延期不用于飞行中的偏差。制造商的飞机飞行手册/飞行员操作手册程序是用于这些情况的。这里的讨论根据一个假设：飞行员希望延期飞行前正常要求的维护。

飞行员使用 91.213(d)节的延期条款确定不工作设备知否是类型设计，CFR 或者适航指示必需的。如果不工作设备不是必需的，飞机可以在没有它的条件下安全运行，那么就可以延期。不工作的设备应该被解除运行状态，或者拆卸，且要在适当的开关，控制或者指示器边上贴上”不工作”(INOPERATIVE)的指示牌。如果解除或拆卸和维护(总要求拆卸)有关，必须由认证的维修人员来完成。

例如，如果航行灯(安装的设备)在白天飞行前被发现不工作了，飞行员要遵守 91.213(d)节的要求。

解除可能是象飞行员把断路器设到 OFF 位置一样简单的过程，或者象使仪表和设备完全不工作一样的复杂。复杂的维修任务需要一个认证的和正确定级的维修人来执行解除。在所有情况下，物件或者装备必需被贴上“不工作的”指示牌。

所有按照 91 部运行的小的旋翼飞机，非涡轮驱动的飞机，滑翔机或者比空气轻的飞行器符合使用 91.213(d)节的维修延期条款。然而，一旦运营者请求一个最少装备表，且 FAA 颁发了授权书，那么最少装备表的使用就变成这架飞机强制性的了。所有维修延期必须按照最少装备表的期限和条件以及运营者产生的程序文档来完成，

按照 91 部运行的飞机的最少装备表的使用也允许不工作物件或设备的延期。基本指导文件变成 FAA 批准的颁发给特定运营者和注册编号飞机的最少装备表。

FAA 已经为当前使用的飞机开发了主要的最少装备表(MMELs)。一旦运营者提出书面申请，当地的飞行标准地区办公室(FSDO)会颁发适当的制造和型号的 MMEL 文件，随附一份授权书以及一份导言。运营者然后从 MMEL 来开发运行和维护程序。这个 MMEL 协同运行和维护程序现在变成了运营者的最少装备表。最少装备表，授权书，导言和运营者开发的程序文档在飞机运行时必须放在飞机上。

FAA 认为最少装备表可以成为一份根据序号和注册号颁发给飞机的附属型证书(STC)。它因此变成这架飞机在非最初认证类型条件下的运行授权书。

有了批准的最少装备表之后，如果航行灯在白天的飞行前被发现不能工作，飞行员会为此目的而记录一个维护记录条目或者不符记录。这个物件就会按照最少装备表维修或者延期。一旦确定航行灯不工作时的白天飞行根据最少装备表的条款被接受，飞行员将把航行灯开关置于 OFF 位置，打开断路器(或者任何程序文档中所说的动作)，在航行灯开关位置贴上"不工作"标牌。

为延期而使用最少装备表也有例外。例如，一个未列在最少装备表中的部件故障应该被看作是可延期的(例如转速计，襟翼，或者失速警告设备)，但是要求在离场前进行维修。如果在现场维修和备件没有准备好，那么可以从最近的飞行标准地区办公室获得一份特殊飞行许可。这个许可允许飞机为了维修而飞到另外一个地方。这允许现在可能不满足适航要求但是能够安全飞行的飞机，可以根据特殊飞行许可附带的受限特殊条款来运行。

维修的延期不能轻易执行，应该正确的考虑不工作部件可能对飞机的运行带来的影响，特别是当其他部件也不工作时。有关最少装备表和不工作装备时运行的深入信息可以在咨询通告(Advisory Circular)AC 91-67中找到，即**根据联邦航空法规(FAR)第91部运行的通用航空最少设备要求**。

预防性维护

预防性维护是简单的或者次要的维护操作和小的标准零件的替换，不涉及复杂的装配操作。除飞行学员，体育飞行员，和娱乐飞行员之外的认证飞行员，可以对他们拥有的或者运作的任何飞机执行预防性维护，且飞机不是用于航空运输服务。（操作轻型体育飞机的体育飞行员请参考 14CFR 第 65 部了解维护资格）。14CFR 第 43 部，附录 A 包括一个可以看作是预防性维护的操作列表。

修理和更换

修理和更换被分为重要的和次要的。14CFR 第 43 部，附录 A 描述了被认为是重要的修理和更换。主要修理和更换应该根据 FAA 表格 337(主要修理和主要更换)由适当评级的认证修理站，持有检查授权的 FAA 认证的机身和发动机机械师，或者管理局的代表批准后投入服役。

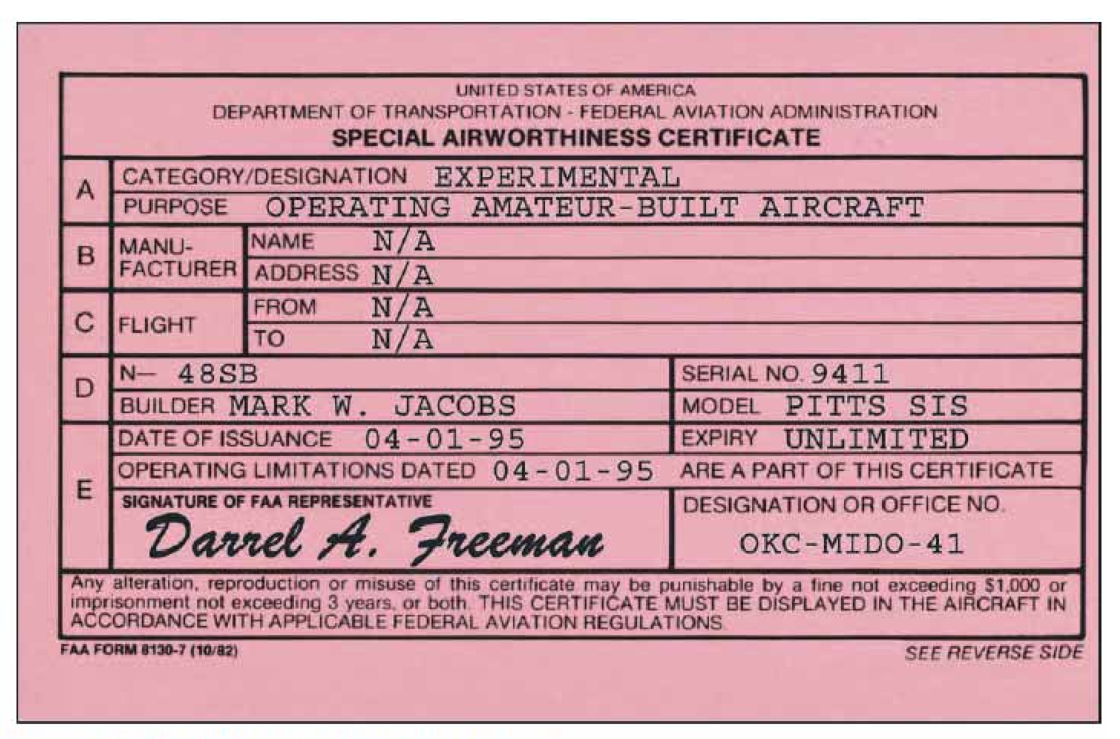
特殊飞行许可

特殊飞行许可是一个特殊适航证书，颁发以授权当前不满足适用的适航要求但可以安全进行特定飞行的飞机的运行。在许可颁发前，FAA 检察官可能亲自检查飞机，或者要求由 FAA 认证的机身和发动机机械师检查，或者适当认证的修理站来检查，以确定位于预期的飞行是安全的。检查应该记录在飞机的记录上。

颁发特殊飞行许可是为了让飞机可以飞到基地，那里可以执行修理，更换或者维护；或者为交付和出口飞机；或者为了从迫近危险的地区疏散一架飞机。

颁发特殊飞行许可也可能是为了允许一架超重的飞机飞行在超出了它的正常航程的水上或陆地地区，在那些地区不具备足够的着陆设施或燃油。

如果需要特殊飞行许可，可以从当地的飞行标准地区办公室(FSDO)或者指定的适航代表处(DAR)获得帮助和必要的表格。如图 7-9


UNITED STATES OF AMERICA
DEPARTMENT OF TRANSPORTATION - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION
SPECIAL AIRWORTHINESS CERTIFICATE

A	CATEGORY/DESIGNATION EXPERIMENTAL		
	PURPOSE OPERATING AMATEUR-BUILT AIRCRAFT		
B	MANU-FACTURER	NAME N/A	
		ADDRESS N/A	
C	FLIGHT	FROM N/A	
		TO N/A	
D	N— 48SB		SERIAL NO. 9411
	BUILDER MARK W. JACOBS		MODEL PITTS SIS
E	DATE OF ISSUANCE 04-01-95		EXPIRY UNLIMITED
	OPERATING LIMITATIONS DATED 04-01-95		ARE A PART OF THIS CERTIFICATE
	SIGNATURE OF FAA REPRESENTATIVE Darrel A. Freeman		DESIGNATION OR OFFICE NO. OKC-MIDO-41

Any alteration, reproduction or misuse of this certificate may be punishable by a fine not exceeding $1,000 or imprisonment not exceeding 3 years, or both. THIS CERTIFICATE MUST BE DISPLAYED IN THE AIRCRAFT IN ACCORDANCE WITH APPLICABLE FEDERAL AVIATION REGULATIONS.

FAA FORM 8130-7 (10/82) SEE REVERSE SIDE

Figure 7-9. FAA Form 8130-7, Special Airworthiness Certificate.

适航指令

FAA 的一个主要安全职责是对飞机，飞机发动机，螺旋桨或者装置上发现的不安全状况存在且在相同设计的其他产品上好像存在和发展时要求纠正。由于设计缺陷，维护或者其他原因可能存在不安全状况。14CFR 第 39 部的适航指令(ADs)定义了管理局要求必要的纠正动作而享有 的权力和职责。适航指令是用于通知飞机所有者和不安全条件的其他干系人的方法，以及指定产品可以继续运作的条件。

适航指令可以分为两类：

1. 那些要求在继续飞行前立即遵从的紧急特性
2. 在一指定时期内要求遵从的较不紧急特性

适航指令是规章性质的，应该遵照执行，除非授予了具体的豁免条件。确保遵守所有相关的适航指令是飞机所有者和运营者的责任。这包括那些要求循环和连续执行的适航指令。例如，一条适航指令可能要求每运行 50 小时就重复检查，意思是每 50 小时服役时间就应该进行详细的检查并记录。提醒所有者和运营人没有超越一条适航指令的最大小时要求的条款，除非它被明确的写入适航指令。为帮助确定一条适航指令是否适用于成熟建造的飞机，请联系当地的飞行标准地区办公室(FSDO)。

14CFR 第 91 部，91.417 节 要求维护一个记录以显示适用的适航指令的当前状态，包括遵从的方法；适航指令编号和修订日期，如果是重复性的；当再次期满时的日期和时间；签字；认证种类；和维修站或执行工作的机械师的证书编号。为了随时参考，很多飞机所有者有一个按照年代顺序排列的相关适航指令列表放在他们的飞机，发动机，和螺旋桨维护记录的后面。

所有适航指令和半月的适航指令都可以在互联网 http://www.airweb.faa.gov/rgl 上免费获得。
适航指令小结和半月适航指令的纸质拷贝可以从文档的主管部门购买。小结分两卷包含了所有以前发布的有效适航指令。小飞机和旋翼飞机卷包含所有适用于小飞机(低于 12500 磅或者低于最大认证起飞重量)和所有直升飞机的适航指令。大飞机卷包含所有适用于大飞机的适航指令。

如何定购适航指令和最新价格的更多信息，请联系：

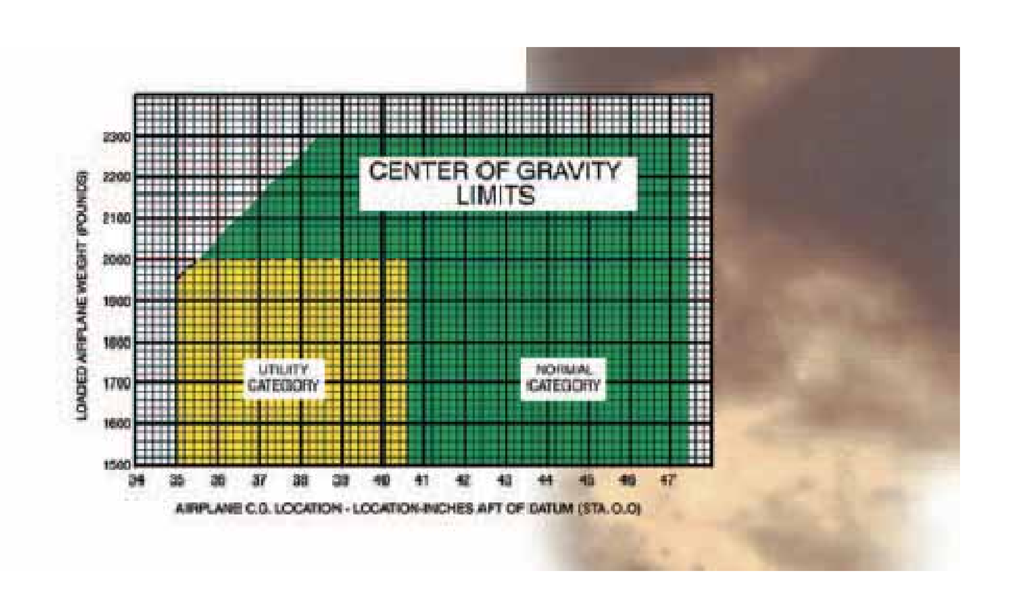
美国运输部
联邦航空管理局
授权和适航计划部
AIR-140
邮政信箱 26460
俄克拉荷马市，俄克拉荷马州 73125
电话号码(405)954-4103
传真(405)954-4104

飞机所有者 / 运营者职责

一架飞机的注册的所有者或者运营人对诸如下列事项负责：

- 保持飞机有最新的适航证书和飞机注册证书
- 维持飞机处于适航状态，包括遵守所有适用的适航指令
- 确保维修被正确的记录
- 与最新的涉及飞机运行维护的规章保持同步
- 永久邮寄地址的任何变更，或飞机的销售和出口，注册飞机的资格的丢失，以上事项都要立即通知 FAA 民用航空注册处(参考 14CFR 第 47 部，47.41 节)
- 如果装备了无线电台的话，需要持有最新的联邦通信委员会(FCC)无线电台许可证，如果美国之外运作的话，也包括应急定位器发射机(ELT)。

第八章－重量和平衡



任何飞机遵守重量和平衡限制都对飞行安全至关重要。一架超出它的最大重量限制的运行会危及飞机结构整体的安全，对飞机的性能产生有害的影响。重心在允许的限制范围之外时运行的飞机会引起控制困难。

重量控制

重量是一种力，重力就是通过利用它把一个问题向地球的中心吸引。它是物体的质量和作用在物体上的加速作用共同的结果。重量是飞机建造和运行中的一个主要因素，也和所有飞行员的需要有关。

重力一直有把飞机向地球拉的倾向。升力是唯一的抵消重力和维持飞机飞行的力。然而，机翼产生的升力大小是受机翼设计，迎角，空速和空气密度限制的。因此，为确保产生的升力足以抵消重力，必须避免飞机的载荷超出制造商的建议重量。如果重量比产生的升力大，飞机可能不能飞行。

重量的影响

只要考虑性能，在飞机上增加飞机总重的任何东西都是不希望的。制造商努力的做到让飞机尽可能的轻而不牺牲强度和安全性能。

一架飞机的飞行员应该永远知道超载的严重性。一架超载的飞机可能不能离开地面，或者如果它确实升空了，它可能表现出意料不到和不寻常的拙劣飞行特性。如果一架飞机没有被正确的配载，拙劣性能的最初表现通常发生在起飞阶段。

过大的重量几乎在每个方面都降低了飞机的飞行性能。超载飞机的最重要性能缺陷是：

- 较高的起飞速度

- 更长的起飞滑跑
- 减小了爬升率和爬升角
- 降低了最大飞行高度
- 航程缩短
- 减小了巡航速度
- 降低了机动性能
- 较高的失速速度
- 较高的进近和着陆速度
- 较长的着陆滑跑
- 前轮或者尾轮过重

飞行员必须深入理解重量对自己所飞的特定飞机的性能的影响。飞行前规划应该包含性能表的检查，以确定飞机的重量是否会促成危险的飞行运行。过大的重量本身就降低了飞行员可用的安全余度，当其它降低性能的因素和超载结合时甚至变的更加危险。飞行员也必须考虑发生紧急情况时飞机超载的严重性。如果起飞时一个发动机失效，或者在低高度的时候机身结冰，通常这时降低飞机重量来保持飞机在空中就迟了。

重量的变化

飞机的重量可以通过变更燃油装载量来改变。汽油有相当的重量，每加仑 6 磅重量，30 加仑可能比一位乘客还重。但是必须记住如果重量是通过减少燃油来降低的，那么飞机的航程也被减少了。飞行期间，通常燃油燃烧是飞机重量变化的唯一原因。随着燃油被消耗，飞机变得越来越轻，性能也得到改善。

固定装置的变化对飞机的重量有重要的影响。一架飞机可能由于安装额外的无线电和仪表而超载。修理和修正也可能影响飞机的重量。

平衡，稳定性和重心

平衡是指飞机的重心(CG)位置，对飞行中的飞机稳定性和安全非常重要。重心是一个点，如果飞机被挂在这个点上，那么飞机会在这点获得平衡。

飞机配平的主要考虑是重心沿纵轴的前后位置。重心不一定是一个固定点；它的位置取决于重量在飞机上的分布。随着很多装载物件被移动或者被消耗，重心的位置就有一个合成的偏移。飞行员应该认识到如果飞机的重心沿纵轴太靠前，就会产生头重现象；相反的，如果重心沿纵轴太靠后，就会产生后重现象。不适当的重心位置可能导致一种飞行员不能控制飞机的不稳定状态。如图 8-1

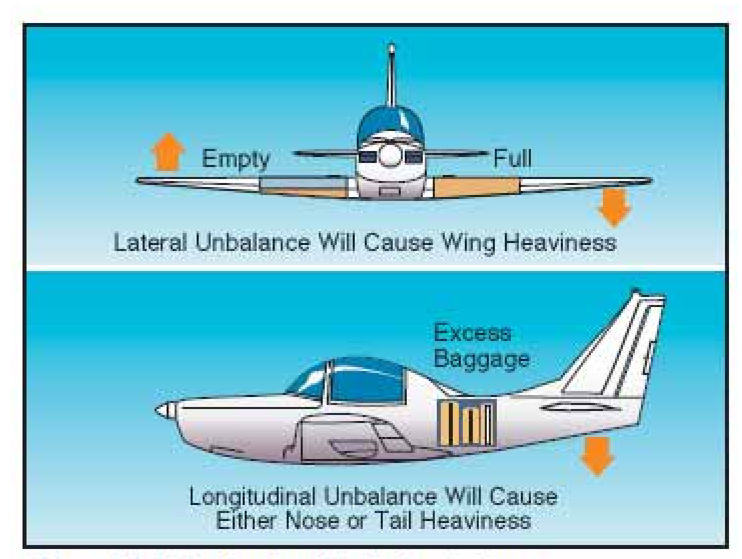


Figure 8-1. Lateral or longitudinal unbalance.

重心相对横轴的参考位置也很重要。对存在于机身中心线左侧的每一物件的重量，有相等的重量存在于右侧的对应位置。然而，这可能由于横向的不平衡载荷而弄翻。重心的横向位置是不计算的，但是飞行员必须知道横向不平衡条件肯定会导致不利影响的发生。如果从飞机一侧的油箱不均衡的向发动机供应燃油，由此燃油载荷管理不善，就会发生横向不平衡。飞行员可以通过调整副翼配平片或者在副翼上保持持续的控制压力来抵消发生的机翼变重状态。然而，这把飞机控制置于非流线型的状态，增加了阻力，进而降低了运行效率。由于横向平衡相对容易控制，而纵向平衡更为关键，平衡在本手册的后续内容主要指重心的纵向位置。

在任何时候，驾驶一架不平衡状态的飞机会导致飞行员疲劳增加，明显的影响飞行安全和效率。飞行员对纵向不平衡的正常纠正就是改变配平来消除过大的控制压力。然而，过量的配平从效果上不仅降低了气动效率，还减少了配平所在方向上的基本控制的行程距离。

不利平衡的影响

不利的平衡状态对飞机飞行特性的影响非常类似于过重状态下提到的方式。此外，有两个主要的飞机特性可能被不当平衡严重的影响；这些是稳定性和控制。头重状态下的载荷会导致控制和抬升机头时的问题，特别在起飞和着陆时。尾重状态下的载荷对纵向稳定性有最严重的影响，会降低飞机从失速和螺旋中恢复的能力。从尾重载荷产生的另一个不期望的特性是它导致非常轻的控制力。这会使飞行员很容易的无意间使飞机承受过大应力。

飞机重心位置的限制是由制造商确立的。这些是重心不能超出的前后位置，否则就不能飞行。这些限制公布在每架飞机的类型证书数据表，或者飞机规格和飞机飞行手册，或者飞行员操作手册。如果装载后，重心没有位于允许限制内，在要起飞前重新布置飞机内某些物件的位置是必要的。

重心的前面限制通常确定在一个位置，这个位置是根据飞机的着陆特性得到的。着陆期间，这是飞行的最关键阶段之一，超出前面的重心限制可能导致前轮的过载；在后三点式起落架飞机上发生机头越过；性能降低；较高的失速速度；以及增加控制力。在极端情况下，重心

位于前向限制的前面会导致机头沉重到在着陆时非常困难或者不可能拉平的这种程度。制造商故意的把前向重心限制尽可能的朝后放，以帮助飞行员避免着陆时损坏飞机。除了静态和动态纵向稳定性降低，重心位于允许限制范围之后可能导致的其他不期望影响包括控制极其困难，激烈的失速特性，非常轻的操纵杆力，这会使飞行员很容易无意间对飞机施加过大应力控制。

也指定了一个受限制的前向重心极限以确保在最低空速时升降舵有足够的偏转量。当结构性限制或者大的操纵杆力不能限制前向重心位置时，这时就要求完全升起升降舵来获得一个着陆需要的大迎角。

后面的重心限制是一个最靠后的位置，在这个位置是最严重的机动或者操作可以执行的极限。随着重心向后移动，就会发生稳定性降低，它降低了飞机在机动或者紊流之后自我纠正的能力。【因为飞机的稳定性是被设计成收敛的，通常在机动动作之后，飞机的故有稳定性会使得不稳定状态逐渐消除。请参考稳定性一节。】

一些飞机的重心限制，不管是前面限制还是后面限制，可能会随着飞机总重的不同而变化。它们也可能由于特定的操作而变化，例如特技飞行，起落架收起，或者改变飞行特性的特殊装载和设备的安装。

重心的实际位置会因为很多变化因素而改变，通常是由飞行员来控制的。行李和货物的放置会决定重心位置。乘客的座位分配也可以作为一个获得良好平衡的方法。如果飞机是尾部偏重的，唯一合理的就是把体重大的乘客向前面的座位调。而且，燃油燃烧也会影响基于油箱位置的重心。

重量管理和平衡控制

重量和平衡控制应该是所有飞行员都要考虑的事情。飞行员要对特定飞机的载重和燃油(这两个变化因素都会改变总重和重心位置)管理有所掌控。

飞机所有者或者运营者应该确保飞行员可以获得需要使用的飞机内的最新信息，也应该保证在完成维修或者替换之后在飞机记录中有争取的记录。重量变化必须被记录，在重量和平衡记录中要有正确的符号。如果适合的话，装备列表必须及时更新。如果没有这些信息，飞行员就没有必要的计算和决定所以来的基础。

在任何飞行之前，飞行员应该确定飞机的重量和平衡状态。飞机制造商已经设计出基于声音原理的简单而有序的程序，用于判断载荷状态。飞行员必须使用这些程序和练习良好的判断。在很多现代飞机上，基本不可能装满行李舱，座位和燃油箱，仍然位于核准的重量和平衡限制范围内。如果承载了最大乘客载荷，通常飞行必须降低燃油载荷或者降低行李的重量。

术语和定义

飞行员应该熟悉解决重量和平衡的问题时用到的术语。下列术语的列表和它们的定义是良好的标准化了，这些术语的知识将会帮助飞行员更好的理解任何飞机的重量和平衡计算。作为

产业标准的通用*航空制造商协会*(*General Aviation Manufacturers Association*)定义的术语在名称后以 *GAMA* 标记。

- **臂(运动臂)** – 是以英寸为单位的从基准参考线到一个物体重心的距离。如果在参考线之后测量，那么代数符号为正(+)，如果在参考线之前测量，那么代数符号为负(-)。
- **基本空重**(*GAMA*) – 包括标准空重加上已经安装的可选和特殊装备。
- **重心** – 是这样一个点，如果飞机可能挂在这个点上，那么飞机会获得平衡。它是飞机的质量中心，或者是假设飞机的所有质量都集中的一个理论上的点。可以用距离基准参考线距离来表示，或者平均空气动力弦(MAC)的百分比表示。
- **重心限制** – 指定的前后两点，在飞行时飞机的重心必须位于这个范围内。这些限制在飞机的有关规格文件中指出。
- **重心范围** – 重心前后限制点之间的距离，在飞机的相关规格文件中指出。
- **基准线**(参考线) – 是一个假象的竖直平面或者直线，所有力臂的测量都是从这里开始。基准线是由制造商确立的。一旦选定了基准线，所有力臂和重心位置的范围都从这点开始测量。
- **Delta** – 是一个用 Δ 表示的希腊字母，用来表示一个数值的变化。例如，ΔCG 表示 CG 的一个变化(或运动)。
- **地板载重限制** – 由制造商提供的地板每平方英寸或者英尺可以承受的最大重量。
- **燃油载荷** – 是飞机载荷的可消耗部分。它只包含可用的燃油，不包含那些用于填充管子或者残余在油箱排油器中的燃油。
- **许可的空重** – 由机身，发动机，不可用燃油，和不可排放的润滑油加上装备列表中指定的可选和标准装备组成的空重。一些制造商使用这个术语优先于 GAMA 标准化。
- **最大着陆重量** – 正常的飞机允许降落时的最大重量。
- **最大停机坪重量**(maximum ramp weight) – 满载荷飞机的总重量，包括所有燃油。它比起飞重量大，因为在飞机滑行和滑跑时要燃烧燃油。停机坪重量也可以指滑行重量。【飞机停放在停机坪的时候允许的最大重量，在滑行到起飞之间，会燃烧部分燃油，知道低于最大起飞重量，所以最大停机坪重量大于最大起飞重量，由于滑行中使用的燃油一般不多，所以也会用最大滑行重量来称呼，即地面机动时允许的最大重量。】
- **最大起飞重量** – 起飞时允许的最大重量
- **最大重量** – 飞机和它的所有装备的最大审定重量，这些装备在这架飞机的类型认证数据表(Type Certificate Data Sheets - TCDS)中指定。
- **最大零燃油重量**(*GAMA*) – 不包括可用燃油时的最大重量。
- **平均空气动力弦**(MAC) – 从机翼前缘到后缘的平均距离。
- **力矩** – 一个物体重量和它的力臂之乘积。力矩用磅-英寸表示。总力矩是飞机重量乘以从基准线到重心之间的距离。
- **力矩指数(或指数)** – 力矩除以一个常量后的值，例如除以 100，1000，10000。使用力矩指数的目的是为了简化飞机的重量和平衡计算，因为重的物体和长力臂的结果是很大的难以管理的数字。【除以指数之后可以使数字变小，但是计算还是等效的】
- **有效载荷(*GAMA*)** – 乘客，货物和行李的重量。
- **标准空重(*GAMA*)** – 包含机身，发动机，和所有固定位置的运行装备且永远安装在飞机上的物件；包括固定的压舱物，液压流体，不可用燃油，和全部的发动机润滑油。
- **标准重量** – 为很多涉及重量和平衡计算的物件而确定。如果真实重量可用的话，就不应该使用这些重量。一些标准重量有：
  汽油...................................6 磅/美制加仑
  Jet A,Jet A-1..........................6.8 磅/美制加仑

Jet B.....................................6.5 磅/美制加仑
润滑油..................................7.5 磅/美制加仑
水..8.35 磅/美制加仑

- **测站** – 是飞机上的一个位置，以英寸为单位用一个数字指定它到基准线的距离。因此，基准线被指定为测站 0。位于测站+50 的一个物体 将有 50 英寸的力臂。
- **有用载荷** – 飞行员，副驾驶，乘客，行李，可用燃油，可排泄润滑油的重量。它是基本空重减去最大允许总重。这个术语只适用于通用航空飞机。

重量和平衡计算的基本原理

现在回顾和讨论重量和平衡如何计算的一些基本原理会有所帮助。下列的计算方法可以适用于任何重量和平衡信息起关键作用的物体和车辆；但是对于本手册的目的，这些原理直接而主要的面向飞机。

通过计算飞机空重和增加每一个装载在飞机上的重量，就可以计算总重量。这是很简单的，但是为以这样一种方式来分布这些重量，即装载的飞机的总体质量在重心处平衡，它必须位于指定的限制范围内，特别是在没有理解重量和平衡的基本原理时，就会发生很严重的问题。

飞机获得平衡的那个点可以通过定位重心来计算，正如术语的定义中规定的一样，重心是一个假象所有的重量都集中在一起的点。为在纵向稳定性和升降舵控制之间提供必要的平衡，重心通常稍微位于升力中心的前面。这种载荷状态导致飞行时机头有向下的趋势，这正是在以大迎角和低速飞行时所期望的。

平衡点(重心)必定下降的安全区域称为重心范围。范围的端点称为前向重心限制和后向重心限制。这些限制通常以英寸为单位指定，沿飞机纵轴从基准线开始测量。基准线是飞机设计者确立的任意一点，不同的飞机它的位置会变化。如图 8-2

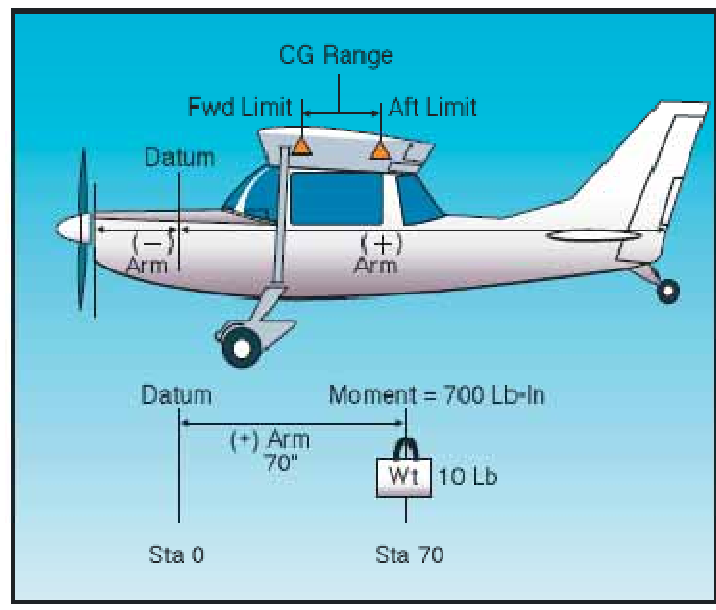


Figure 8-2. Weight and balance illustrated.

从基准线到飞机的任何组成部件或者装载在飞机上的任何物体的距离称为力臂。当物体或者部件位于基准线之后时，力臂为正，单位为英寸；如果位于基准线前面，则为负值，单位为

英寸。物体或部件的位置通常被称为测站(station)。如果任何物体或者部件的重量乘以到基准线的距离，那么乘积就是力矩。力矩是对导致重量绕一个点或者轴旋转的重力力量的一种度量，以磅-英寸表示。

为解释目的，假设 50 磅的重量位于板上距离基准线 100 英寸的点或者测站上。重量的向下力量可以用 50 磅乘以 100 英寸来计算，其乘积为一个 5000 磅英寸的力矩。如图 8-3

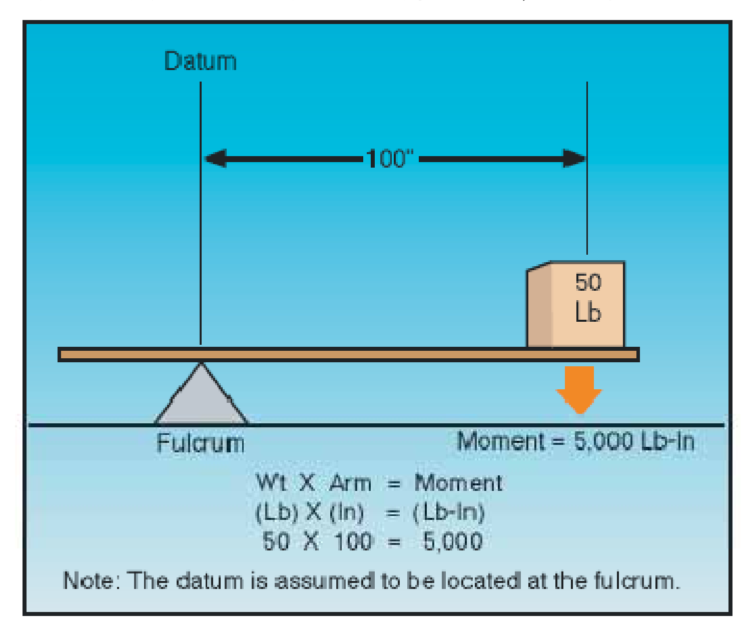


Figure 8-3. Determining moments.

为了建立一个平衡，必须在板的另一端施加总共为 5000 磅英寸的力矩。重量和距离的任何组合其乘积为 5000 磅英寸的力矩就可以平衡这个板。例如，如图 8-4 所示，如果一个 100 磅的重量放置于距离基准线 25 英寸的一点(测站)，另一个 50 磅的重量放置于距离基准线 50 英寸的一点(测站)，两个重量和它们距离乘积的总和即总力矩为 5000 磅英寸，它将可以平衡这个模板。

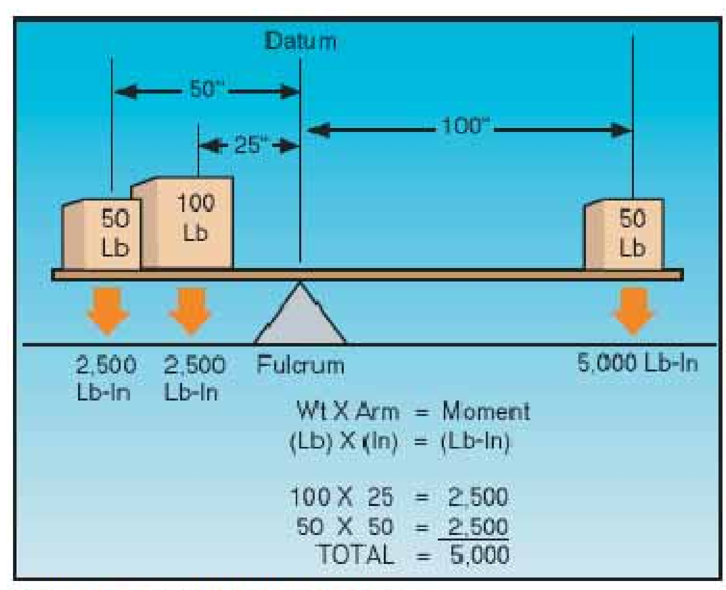


Figure 8-4. Establishing a balance.

重量和平衡约束

应该严格的遵守飞机的重量和平衡约束。特定飞机的载荷状态和空重可能和飞机飞行手册/飞行员操作手册中的不同，因为可能已经发生过设备修理或者替换。飞机飞行手册中的示例载荷问题只用于指南目的；因此，每一架飞机需要具体对待。尽管一架飞机认证了具体的最大总起飞重量，但是以这样的载荷起飞不是在所有情况下都是安全的。影响起飞和爬升性能的条件诸如高海拔高度，高的气温，以及高的湿度(高密度高度)会要求在飞行前降低重量。起飞前需要考虑的其他因素是跑道长度，跑道表面，跑道坡度，地面风向，以及障碍物的存在。这些因素可能需要在飞行前降低重量。

一些飞机的设计使得难以把它装载成重心超出范围限制。这些通常是小飞机，它们的坐位，燃油，行李区域位于靠近重心限制的地方。但是，这些飞机可能被装载的超重。

其他飞机甚至可以被装载成重心超出限制，甚至在还没有超出有效载荷的条件下。

由于失衡和超重状态的影响，飞行员应该总是能够确保一架飞机被正确的装载了。

计算装载重量和重心

有很多的方法来计算一架飞机的装载重量和重心。主要有计算法，和利用飞机制造商提供的图表和表格方法。

计算法

计算法要涉及到使用基本的数学函数。下面就是一个计算法的例子。

假设：

最大总重	3400 磅
重心范围	78-86 英寸
前座乘客	340 磅
后座乘客	350 磅
燃油	75 加仑
行李区 1	80 磅

为计算装载重量和重心，要按照以下步骤。

第一步 列出飞机，乘客，燃油和行李的重量。记住，燃油重量是 6 磅每加仑。
第二步 输入列出的每一物体的力矩。记住，重量乘以力臂之乘积为力矩。
第三步 合计重量和力矩
第四步 为计算重心，用总力矩除以总重量。

备注：一架特定飞机的重量和平衡记录会提供空重和力矩，和力臂距离信息。

Item	Weight	Arm	Moment
Airplane Empty Weight	2,100	78.3	164,430
Front Seat Occupants	340	85.0	28,900
Rear Seat Occupants	350	121.0	42,350
Fuel	450	75.0	33,750
Baggage Area 1	80	150.0	12,000
Total	3,320		281,430
281,430 divided by 3,320 = 84.8			

总装载重量为 3320 磅，没有超出 3400 磅的最大总重。重心为 84.8，位于 78-86 英寸的范围内；所以，这架飞机的装载没有超限。

图表法

计算装载重量和重心的另一个方法是使用制造商提供的图表。为简化计算，有时力矩会除以 100，1000 或者 10000。下面是一个图表法的例子。如图 8-5 和 8-6

假设：

前座乘客　　340 磅
后座乘客　　300 磅
燃油　　40 加仑
行李区 1　　20 磅

除了提供的图表可以计算力矩，让飞行员计算飞机的装载是否越限外，应该遵守和计算法一样的步骤。为使用载荷图（loading graph）来计算力矩，找到计算的重量，画一条水平直线和需要计算力矩的项目的线相交，然后从交点向下画线来计算力矩。(示例装载图中的红线表示飞行员和前面乘客的力矩，所有其他力矩的计算方法是相同的)一旦每一个项目都已完成，就可以总计重量和力矩，就可以在重心-力矩包迹图上画相应的直线。如果直线交点位于包迹内，那么飞机的装载处于限制之内。在这个示例装载问题中，这架飞机处于装载限制范围内。

SAMPLE LOADING PROBLEM	Weight (Lb)	Moment (Lb-In/ 1000)
1. Basic Empty Weight (Use the data pertaining to your airplane as it is presently equipped.) Includes unusable fuel and full oil	1,467	57.3
2. Usable Fuel (At 6 Lb/Gal)		
Standard Tanks (40 Gal Maximum)	240	11.5
Long Range Tanks (50 Gal Maximum) . .		
Integral Tanks (62 Gal Maximum).		
Integral Reduced Fuel (42 Gal)		
3. Pilot and Front Passenger (Station 34 to 46) .	340	12.7
4. Rear Passengers	300	21.8
5. Baggage Area 1 or Passenger on Child's Seat (Station 82 to 108, 120 Lb Max)	20	1.9
6. Baggage Area 2 (Station 108 to 142, 50 Lb Max.)		
7. Weight and Moment	2,367	105.2

Figure 8-5. Weight and balance data.

【计算每个项目的重量，查载荷图得出力矩，然后合计重量和力矩】

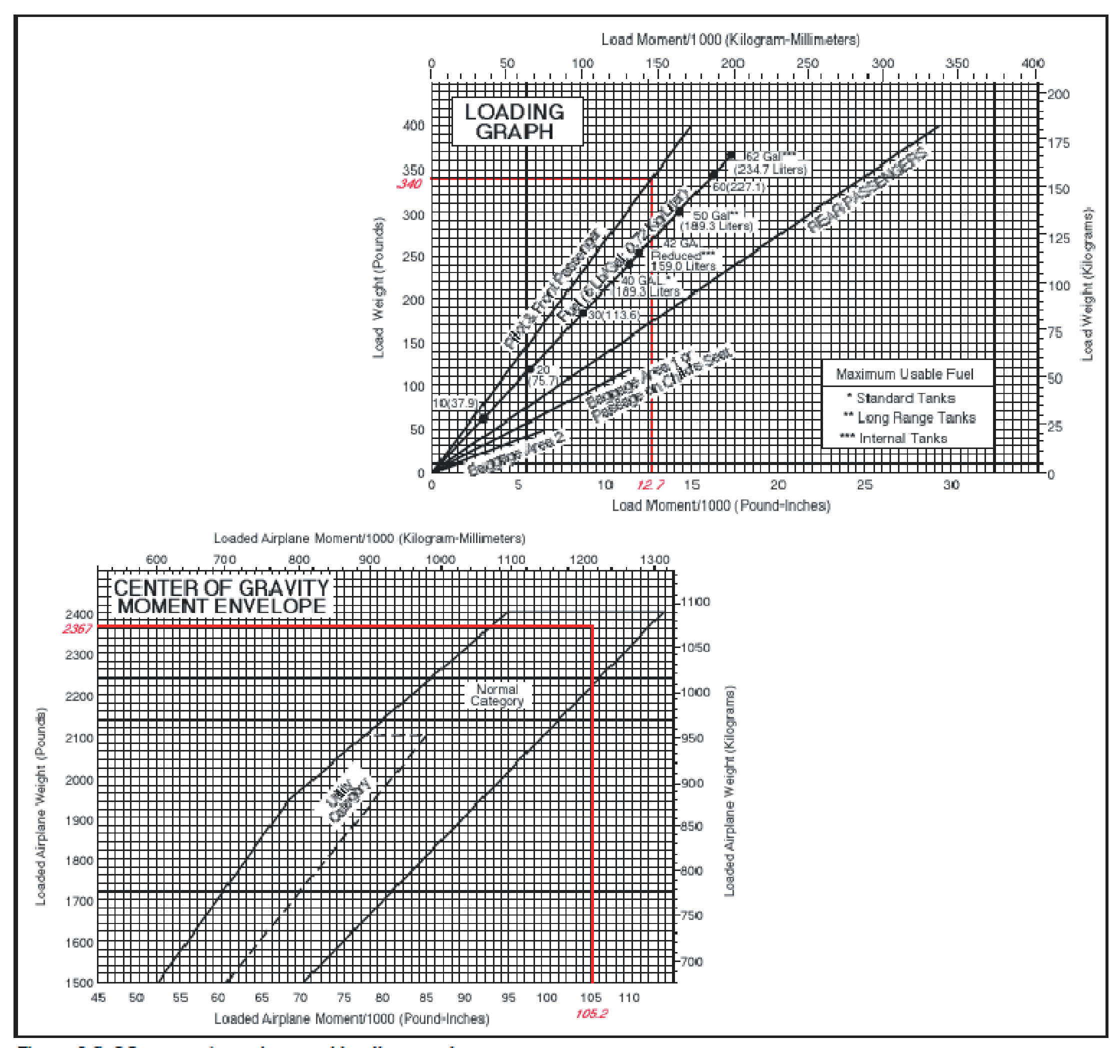
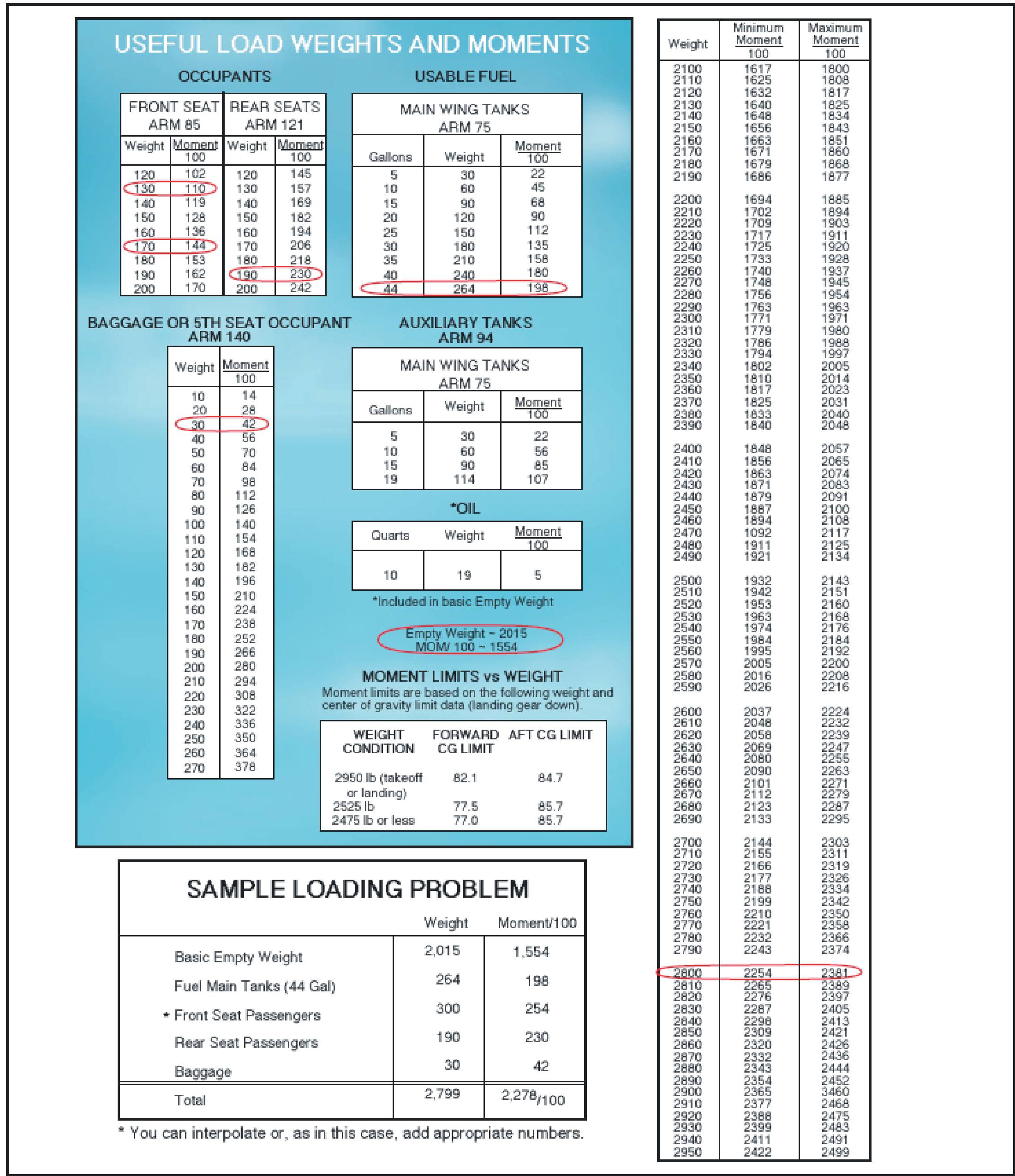


Figure 8-6. CG moment envelope and loading graph.

【对照每项的重量在载荷图上找出力矩，总计之后得出重量和力矩，最后在重心-力矩包迹图上看是否超出范围。】

查表法

查表法使用和计算法以及图表法相同的原理，信息和限制包含在制造商提供的表格里。图 8-7 是一个表格的例子，重量和平衡计算就根据这个表格。在这个例子中，总重量为 2799 磅，力矩为 2278/100，位于表格的限制之内。



USEFUL LOAD WEIGHTS AND MOMENTS

OCCUPANTS

FRONT SEAT ARM 85		REAR SEATS ARM 121	
Weight	Moment/100	Weight	Moment/100
120	102	120	145
130	110	130	157
140	119	140	169
150	128	150	182
160	136	160	194
170	144	170	206
180	153	180	218
190	162	190	230
200	170	200	242

USABLE FUEL

MAIN WING TANKS ARM 75		
Gallons	Weight	Moment/100
5	30	22
10	60	45
15	90	68
20	120	90
25	150	112
30	180	135
35	210	158
40	240	180
44	264	198

BAGGAGE OR 5TH SEAT OCCUPANT
ARM 140

Weight	Moment/100
10	14
20	28
30	42
40	56
50	70
60	84
70	98
80	112
90	126
100	140
110	154
120	168
130	182
140	196
150	210
160	224
170	238
180	252
190	266
200	280
210	294
220	308
230	322
240	336
250	350
260	364
270	378

AUXILIARY TANKS
ARM 94

MAIN WING TANKS ARM 75		
Gallons	Weight	Moment/100
5	30	22
10	60	56
15	90	85
19	114	107

*OIL

Quarts	Weight	Moment/100
10	19	5

*Included in basic Empty Weight

Empty Weight ~ 2015
MOM/ 100 ~ 1554

MOMENT LIMITS vs WEIGHT

Moment limits are based on the following weight and center of gravity limit data (landing gear down).

WEIGHT CONDITION	FORWARD CG LIMIT	AFT CG LIMIT
2950 lb (takeoff or landing)	82.1	84.7
2525 lb	77.5	85.7
2475 lb or less	77.0	85.7

Weight	Minimum Moment/100	Maximum Moment/100
2100	1617	1800
2110	1625	1808
2120	1632	1817
2130	1640	1825
2140	1648	1834
2150	1656	1843
2160	1663	1851
2170	1671	1860
2180	1679	1868
2190	1686	1877
2200	1694	1885
2210	1702	1894
2220	1709	1903
2230	1717	1911
2240	1725	1920
2250	1733	1928
2260	1740	1937
2270	1748	1945
2280	1756	1954
2290	1763	1963
2300	1771	1971
2310	1779	1980
2320	1786	1988
2330	1794	1997
2340	1802	2005
2350	1810	2014
2360	1817	2023
2370	1825	2031
2380	1833	2040
2390	1840	2048
2400	1848	2057
2410	1856	2065
2420	1863	2074
2430	1871	2083
2440	1879	2091
2450	1887	2100
2460	1894	2108
2470	1092	2117
2480	1911	2125
2490	1921	2134
2500	1932	2143
2510	1942	2151
2520	1953	2160
2530	1963	2168
2540	1974	2176
2550	1984	2184
2560	1995	2192
2570	2005	2200
2580	2016	2208
2590	2026	2216
2600	2037	2224
2610	2048	2232
2620	2058	2239
2630	2069	2247
2640	2080	2255
2650	2090	2263
2660	2101	2271
2670	2112	2279
2680	2123	2287
2690	2133	2295
2700	2144	2303
2710	2155	2311
2720	2166	2319
2730	2177	2326
2740	2188	2334
2750	2199	2342
2760	2210	2350
2770	2221	2358
2780	2232	2366
2790	2243	2374
2800	2254	2381
2810	2265	2389
2820	2276	2397
2830	2287	2405
2840	2298	2413
2850	2309	2421
2860	2320	2426
2870	2332	2436
2880	2343	2444
2890	2354	2452
2900	2365	3460
2910	2377	2468
2920	2388	2475
2930	2399	2483
2940	2411	2491
2950	2422	2499

SAMPLE LOADING PROBLEM

	Weight	Moment/100
Basic Empty Weight	2,015	1,554
Fuel Main Tanks (44 Gal)	264	198
* Front Seat Passengers	300	254
Rear Seat Passengers	190	230
Baggage	30	42
Total	2,799	2,278/100

* You can interpolate or, as in this case, add appropriate numbers.

Figure 8-7. Loading schedule placard.

负力臂时的计算

图 8-8 是负力臂飞机的重量和平衡计算示例。记住，重要的是正值乘以负值结果还是负值，负值将会从总力矩中减去。

Item	Weight	Arm	Moment
Licensed Empty Weight	1,011.9	68.6	69,393.0
Oil (6 qt)	11.0	-31.0	-341.0
Fuel (18 gal)	108.0	84.0	9,072.0
Fuel, Auxiliary (18 gal)	108.0	84.0	9,072.0
Pilot	170.0	81.0	13,770.0
Passenger	170.0	81.0	13,770.0
Baggage	70.0	105.0	7,350.0
Total	1,648.9		122,086.0
CG		74.0	

Figure 8-8. Sample weight and balance using a negative.

零燃油重量时的计算

图 8-9 是使用一架零燃油重量的飞机进行重量和平衡计算的示例。在这个例子中，减去燃油的飞机总重量 4240 磅，它小于零燃油重量 4400 磅。如果没有燃油时的飞机总重量超过 4400 磅，那么乘客或者货物必须被卸除以保持重量不超过最大零燃油重量。

Item	Weight	Arm	Moment
Basic Empty Weight	3,230	CG 90.5	292,315.0
Front Seat Occupants	335	89.0	2,9815.0
3rd and 4th Seat Occupants Fwd Facing	350	126.0	44,100.0
5th and 6th Seat Occupants	200	157.0	31,400.0
Nose Baggage	100	10.0	1,000.0
Aft Baggage	25	183.0	4,575.0
Zero Fuel Weight Max 4400 lb. Sub Total	4,240	CG 95.1	403,205.0
Fuel	822	113.0	92,886.0
Ramp Weight Max 5224 lb. Sub Total Ramp Weight	5,062	CG 98.0	496,091.0
* Less Fuel for Start, Taxi, and Takeoff	-24	113.0	-2,712.0
Sub Total Takeoff Weight	5,038	CG 97.9	493,379.0
Less Fuel to Destination	-450	113.0	-50,850.0
Max Landing Weight 4940 lb. Actual Landing Weight	4,588	CG 96.5	442,529.0
*Fuel for Start, Taxi, and Takeoff is normally 24 lb.			

Figure 8-9. Sample weight and balance using an airplane with a published zero fuel weight.

移动，增加和卸除重量

飞行员必须能够准确而快速的解决和重量移动，增加和卸除有关的任何问题。例如，飞行员可能是飞机装载处于允许的起飞重量限制范围内，然后却发现重心已经超出限制。这个问题的最满意解决办法就是移动乘客，行李或者这两者。飞行员应该能够确定使飞机安全飞行的最小载荷偏移量。飞行员应该能够确定移动一个部分载荷到新的位置是否能够纠正超限状态。有一些标准化的计算可以帮助进行这些计算。

重量偏移

当重量从一个位置移动到另一个位置，飞机的总重没有改变。然而，相对于重量移动的距离和方向来说整体力矩的关系和比例确实改变了。当重量向前移动时，总力矩降低；当重量向后移动时，总力矩增加。力矩的改变和所移动的重量大小成比例。因为很多飞机有前面的和后面的行李舱，重量就可以从一个移动到另一个来改变重心。如果以飞机重量，重心，总力矩都已知来开始，用新的总力矩除以总飞机重量来计算新的重心(重量移动后)。

为计算新的总力矩，要找出在重量移动时多少力矩增加和减少。假设有 100 磅的重量中测站 30 移动到测站 150。这个移动给飞机的总力矩增加了 12000 磅英寸。

在测站 150 时的力矩为：

100 磅 X 150 英寸=15000 磅英寸

在测站 30 时的力矩为：

100 磅 X30 英寸=3000 磅英寸

力矩变化量= 12000 磅英寸

在原来力矩上增加力矩变化量就可以获得新的总力矩。然后通过新的总力矩除以总重量来计算新的重心：

总力矩= 616000+12000=628000

重心为 62800/8000(总重量)=78.5 英寸

重量的偏移使重心移动到测站 78.5

通过使用计算机或者计算器和一个比例公式可以获得一个更加简单的方法。可以这样做的原因是因为重心的偏移距离和重量的移动距离成比例。

例子

偏移的重量/总重量=ΔCG/重量偏移的距离

100/8000=ΔCG/120

ΔCG=1.5 英寸
重心的变化增加到原来的重心就可以计算到新的重心：77+1.5=78.5 英寸，在基准线之后。

偏移重量的比例公式也可以用于计算必须移动多少重量来获得特定的重心偏移量。下面说明了这种问题的解决方法。

例子

假设：
飞机总重......................7800 磅
重心............................测站 81.5
后向重心极限................80.5

要计算必须从测站 150 的后面货物舱移动多少货物到测站 30 的前面货物舱才能使用重心正好移动到后向重心极限位置。

方法：
要移动的重量/总重量=ΔCG/重量移动的距离

要移动的重量/7800=1.0/120

要移动的重量=65 磅

重量增加和卸除

在很多情况下，飞机的重量和平衡会由于重量的增加和卸除而改变。当发生这样的情况时，必须计算和检查新的重心相对限制其新的位置是否可以接受。这种重量和平衡问题通常在飞行中飞机消耗燃油时遇到，因此，飞机油箱位置的重量就会降低。大多数小飞机设计成油箱的位置靠近重心；因此燃油的消耗不会对重心有任何严重程度的影响。

在飞行前，必须计算货物的增加或者卸除引起的重心改变。问题总可以通过计算相关的总力矩来解决。一个典型的问题可能涉及到计算一架飞机的新的重心位置，在装载且准备飞行，就在离开前又收到一些额外的货物或者乘客。

例子

假设：
飞机总重量..........................6860 磅
CG 位置..............................80.0

如果有 140 磅行李增加到测站 150 位置，计算重心方法如下：
增加的重量/新的总重量=ΔCG/重量和旧的重心之间距离

140/(6860+140)=ΔCG/(150-80)

140/7000 = ΔCG/70

ΔCG=1.4 英寸向后

增加 ΔCG 到原来的重心

新的重心位置 80 英寸+1.4 英寸=81.4 英寸

例子

假设：
飞机总重...................................6100 磅
CG 测站....................................80.0

如果从测站 150 卸除 100 磅重量，请计算重心的位置。

方法：
卸除的重量/新的总重量 = ΔCG/重量和原来重心之间的距离

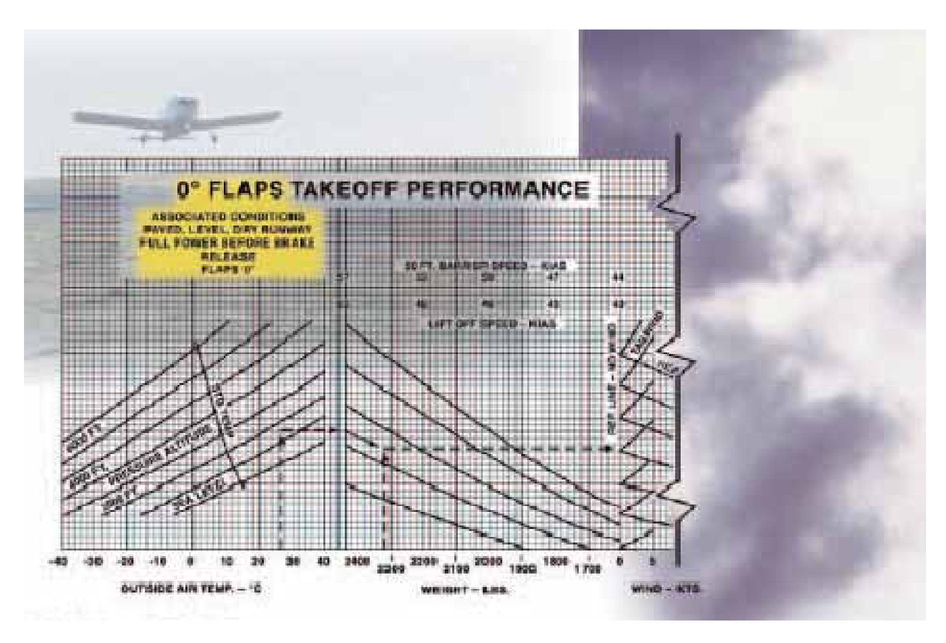
100/(6100-100)=ΔCG/(150-80)

100/6000=ΔCG/70
ΔCG=1.2 英寸向前
从原来的重心位置减去重心的变化量

新的重心位置 80-1.2=78.8 英寸

在以前的例子中，ΔCG 不是从原来的重心增加的就是减去的。决定哪一个的最好方法是计算具体重量变化时重心将要移动的方向。如果重心向后移动，ΔCG 就增加到原来的重心；如果重心向后移动，就从原来的重心减去 ΔCG。

第九章－飞机性能



本章讨论那些影响飞机性能的因素，它包括飞机重量，大气状况，跑道环境，以及支配作用于飞机上力的基本物理定律。

性能数据的重要性

飞机飞行手册/飞行员操作手册的性能和运行信息一章包含了飞机的运行数据；即那些和起飞，爬升，航程，续航时间，下降和着陆有关的数据。为安全而有效的运行，在飞行运行中对这些数据的使用是必需的。通过学习这些材料可以获得飞机的深入了解和把握。

必须要强调的是在飞机飞行手册和飞行员操作手册中制造商提供的信息和数据是未标准化的。一些数据以表格形式提供，而另一些以图表的形式提供。另外，性能数据可以基于标准大气条件，压力高度或者密度高度来表示。如果用户不能理解在飞机飞行手册/飞行员操作手册中的性能信息并且做出必要的调整，那么这些数据就没多大价值或者就无用。

为了能够实际的使用飞机的性能和限制，理解运行数据的重要性是一个基础。飞行员必须能

够对性能数据，以及在表示性能和限制时使用的很多术语的含义有基本的认知。
由于大气特性对性能有突出的影响，所以有必要回顾其中的一些主要因素-压力和温度。

大气组成

大气是包围着地球的空气层，并且依附在地球的表面。它和海洋或者陆地同样是地球的一个重大组成部分。然而，大气不同于陆地和水，因为它是气体的混合物。它有质量，重量和不确定的形状。

空气和其他任何流体一样，它可以流动，当受到瞬间的压力而由于缺少强的分子凝聚力，它会改变它的形状。例如，气体可以完全充满它所处的任何容器，膨胀或者收缩来改变它的形状为容器的界限。

大气由 78%的氮气，21%的氧气和 1%的其他气体如氩气或者氦气组成。大部分氧气包含在 35000 英尺高度以下。

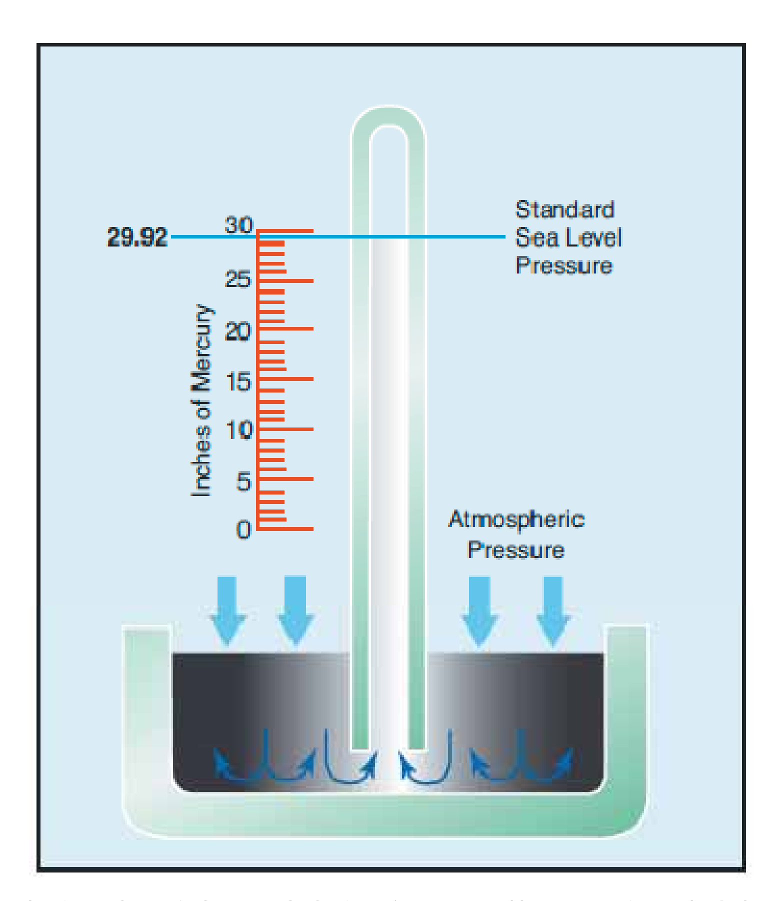
大气压力

尽管有很多种压力，但是飞行员主要考虑大气压力。它是天气变化的基本因素之一，它帮助抬升飞机，还驱动飞机上一些重要的飞行仪表。这些仪表是高度计，空速指示器，爬升率指示器和进气压力表(或歧管压力表)。

虽然空气很轻，但是它有质量而且受重力吸引的影响。因此，和其他任何物质一样，它有重量，而且由于它的重量，它就有了力。因为它是流体物质，这个力在所有方向上是相等的，它对空气中物体的作用称为压力。【这个不是定义，不够严格，这里讨论的压力主要是重量引起的。】在海平面标准条件下，大气重量所施加的平均压力大约为 14.7 磅/英寸。空气密度对飞机的性能有重要的影响。当空气密度变小，它降低了：

- 功率，因为发动机吸入的空气变少
- 推力，因为螺旋桨在稀薄空气中效率更小
- 升力，因为稀薄空气对机翼施加的力更少

大气压力随时间和地点而变化。由于大气压力总是变化的，就发展了一个标准的参考压力。在海平面的标准大气被定义为表面温度为 59 华氏度或者 15 摄氏度，且表面压力为 29.92 英寸汞柱或者 1013.2 毫巴。如图 9-1



标准温度下降率是温度大约以每 1000 英尺 3.5 华氏度或者 2 摄氏度的速率下降，上限高度达到 36000 英尺。在这点之上，温度被认为是恒定的，直到 80000 英尺。标准压力下降率是压力大约每 1000 英尺高度下降 1 英寸汞柱的速率，直到 10000 英尺高度。如图 9-2

Standard Atmosphere			
Altitude (ft)	Pressure (in. Hg)	Temp. (°C)	Temp. (°F)
0	29.92	15.0	59.0
1,000	28.86	13.0	55.4
2,000	27.82	11.0	51.9
3,000	26.82	9.1	48.3
4,000	25.84	7.1	44.7
5,000	24.89	5.1	41.2
6,000	23.98	3.1	37.6
7,000	23.09	1.1	34.0
8,000	22.22	-0.9	30.5
9,000	21.38	-2.8	26.9
10,000	20.57	-4.8	23.3
11,000	19.79	-6.8	19.8
12,000	19.02	-8.8	16.2
13,000	18.29	-10.8	12.6
14,000	17.57	-12.7	9.1
15,000	16.88	-14.7	5.5
16,000	16.21	-16.7	1.9
17,000	15.56	-18.7	-1.6
18,000	14.94	-20.7	-5.2
19,000	14.33	-22.6	-8.8
20,000	13.74	-24.6	-12.3

国际民用航空组织(ICAO)已经把这个确立为世界标准，通常称为国际标准大气(ISA)或者ICAO 标准大气。任何不同于标准下降率的温度或者压力被认为是非标准温度或非标准压力。非标准温度和压力的调整在制造商的性能图表上提供。

因为所有飞机性能是相对于标准大气来比较和计算的,所以所有飞机仪表都校准为标准大气条件件的。因此，如果实际运行条件不符合标准大气，必须对仪表的使用和飞机的性能做出某种修正。为了正确的说明标准大气，就必须定义一些相关的术语。
【国际标准大气(ISA)也称为标准白天。是不同高度上大气空气压力，温度和密度的代表性参考模型。在海平面，国际标准大气的温度为 59 华氏度或 15 摄氏度，压力为 29.92 英寸汞柱或者 1013.2 毫巴。】

压力高度

压力高度是位于标准参考平面之上的高度。飞机高度计是一个主要的灵敏的气压计，被校准以指示标准大气条件下的高度。如果高度计被设定为 29.92 英寸汞柱的标准参考平面(SDP)，高度计指示的即是压力高度-对应于所检测压力在标准大气条件下的高度。

标准参考平面(SDP)是一个理论的水平面，在这个平面上大气的重量为气压计所测得的29.92 英寸汞柱。当大气压力改变时，标准参考平面会变化，可能低于、等于或者高于海平面。作为计算飞机性能的一个基准和用于指定 18000 英尺高度以上飞机运行的高度层，压力高度很重要。

压力高度可以用下列两个方法的任意一个来计算：
1. 通过设定高度计的气压计读数到 29.92，然后读出指示高度
2. 对应于报告的”高度设定”，对指示高度应用修正因子。

密度高度

和非标准大气条件下的空气动力学性能有关的更合适的术语是密度高度- 对应于特定空气密度时的标准大气条件下的高度。

密度高度是经非标准温度修正后的压力高度。当空气的密度增加(较低的密度高度)时，飞机性能增加，相反地，随着空气密度降低(较高的密度高度)时，空气性能降低。空气密度的下降意味着高密度高度；空气密度增加意味着较低的密度高度。密度高度用于计算性能。在标准大气条件下，大气中每个高度上的空气都有特定的密度，且在标准条件下，压力高度和密度高度表示的高度相同。因而，密度高度是标准大气条件下给定密度位置在海平面上的垂直距离。

密度高度的计算必须要考虑压力(压力高度)和温度。因为任何高度上飞机性能是基于标准白天条件下的空气密度，应用到空气密度高度的这个性能数据可能和高度计指示不一致。在高于或者低于标准的条件下，这些高度不能直接从高度计来计算。

密度高度先通过首次测得的压力高度来计算，然后为非标准温度的变化而修正这个高度。由

于密度直接随压力而变化，随温度相反地变化，允许密度变化的时候一个给定的压力高度可能存在于很大范围的温度 内。然而，一个已知的密度会在任何一个温度和压力高度下发生。当然，空气的密度对飞机和发动机性能有明显的影响。不管飞机运行的实际高度是多少，它会表现出好像它运行在一个等于当前密度高度的高度上。

例如，当设定为 29.92 是，高度计可能指示压力高度为 5000 英尺。根据飞机飞行手册/飞行员操作手册，在标准温度条件下 起飞时的地面滑跑可能要求距离为 790 英尺。然而，如果温度是标准之上的 20 摄氏度，空气的膨胀提高了密度高度。使用表格或者图表中的温度修正数据或者用计算机得出密度高度，可能发现密度高度是 7000 英尺，需要的地面滑跑距离可能会接近 1000 英尺。

空气密度受高度，温度和湿度变化的影响。高密度高度指的是稀薄空气而低密度高度指的是稠密的空气。导致高密度高度的条件是高海拔高度，低大气压力，高温，高湿度或者这些因素的某些组合。低海拔高度，高大气压力，低温和低湿度是低密度高度的更明显预兆。

使用飞行计算器，密度高度可以通过输入压力高度和飞行高度上的外部空气温度来计算。密度高度也可以通过参考如图 9-3 和 9-4 的表格和图表来计算。

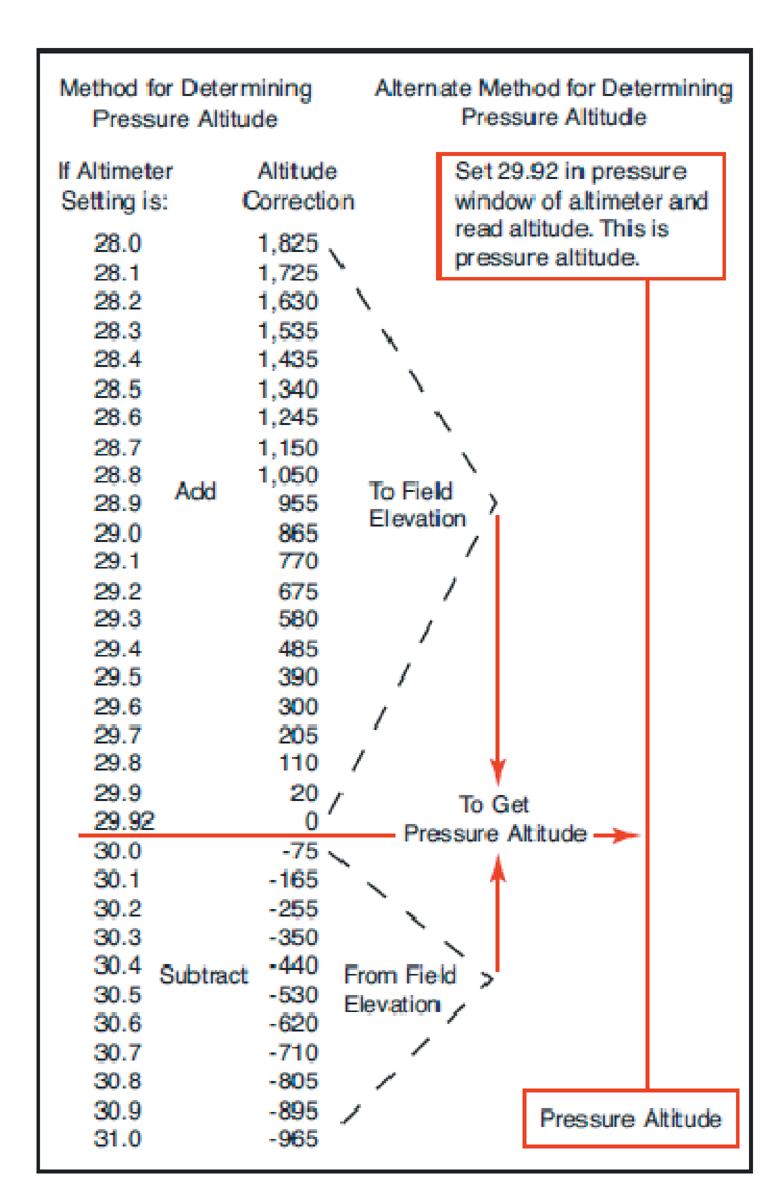


Figure 9-3. Field elevation versus pressure altitude.

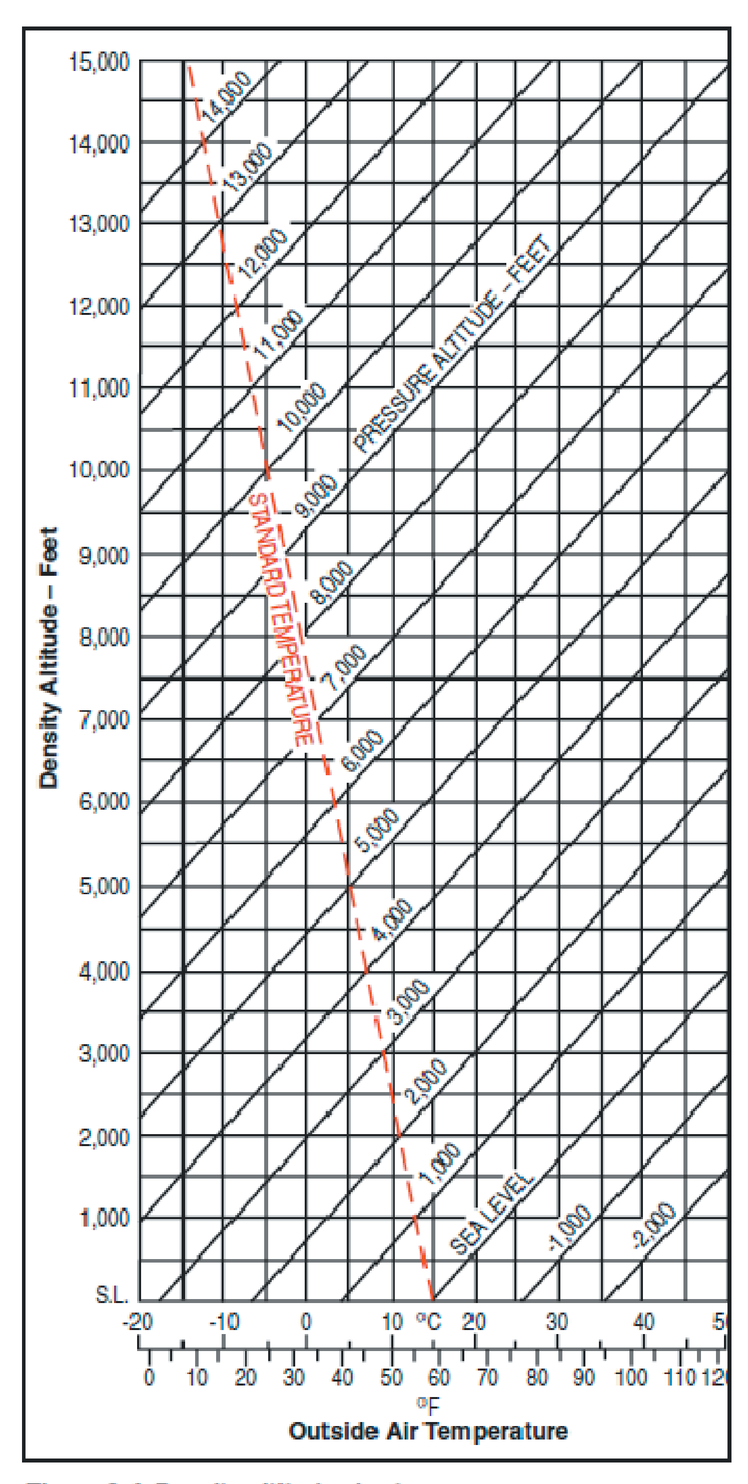


Figure 9-4. Density altitude chart.

压力对密度的影响

因为空气是气体，它可以被压缩或膨胀。当空气被压缩时，一定的体积就可以包含更多质量的空气。相反地，当作用于一定体积的空气的压力降低时，空气就会膨胀，占据更大的空间。即，原来的空气柱在低压力时包含的空气质量更少。换句话说，密度降低了。实际上，密度

直接和压力成比例。如果压力加倍，密度也加倍，且如果压力下降了，密度也就降低。这个结论只在恒温时才成立。

温度对密度的影响

物质的温度增加会降低它的密度。相反地，降低温度会增加密度。因此，空气密度和温度相反变化。这个结论只在恒温时成立。

在大气中，温度和压力都随高度而降低，对密度有相反的影响。然而，高度增加时压力的明显快速下降通常是主要的影响。因此，飞行员可以预期密度随高度而降低。

湿度(潮湿)对密度的影响

前面的几段文字假设空气是完全干燥的。实际上，它从来不是完全干燥的。在大气中悬浮的少量水蒸气在某些情况下几乎可以忽略不计，但是在其他情况下，湿度可能变成飞机性能中的一个重要因素。水蒸气比空气轻；进而，潮湿的空气比干燥的空气轻。因此，空气中的水份增加时，空气密度会降低，密度高度增加，降低了性能。当在一组设定条件下，空气可以变得最轻，它含有最多的水蒸气。

湿度，也称为"相对湿度"，是指大气中的水蒸汽含量，用空气可以包含的最多水蒸气的百分比来表示。这个含量随着温度而变化，暖空气可以含有更多的水蒸气，而冷空气包含的更少。完全干燥的空气不包含水蒸气，其相对湿度为 0%，而饱和的空气则不能再吸收更多的水蒸汽，其相对湿度为 100%。在计算密度高度和飞机性能时，单独的湿度不被看作一个重要因素；然而，它确实有影响。

温度越高，空气就可以含有更多的水蒸气。当比较两个独立的空气团时，第一个是温暖且潮湿的(这两个属性都使空气趋向变轻)，第二个气团冷且干燥(两个属性让它变的更重)，第一个气团必定没有第二个稠密。压力，温度和湿度对飞机性能有很大的影响，因为它们对密度有影响。没有简单规则或者图表来计算湿度对密度高度的影响，因此可以这样考虑，在高湿度条件下总体性能会预期下降。

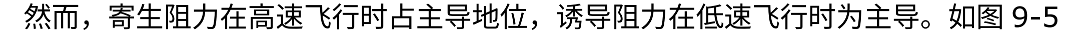
性能

"性能"是一个用于描述飞机完成对特定目的有用的某些事情的能力。例如，飞机在很短距离内着陆或者起飞的能力对于在短且没有坚实表面的飞机场活动的飞行员是一个重要的因素。承载重载荷，快速的在高海拔高度飞行或者长途飞行的能力，对定期航线和行政类飞机的运营人来说是关键的性能。

性能的主要要素是起飞和着陆距离，爬升率，升限，载荷，航程，速度，机动能力，稳定性和燃油经济性。这些因素中的某些经常是直接相对的：例如，高速和着陆距离的不足；长航程对大的载荷；以及高爬升率对燃油经济性。这些因素的一个或者多个在飞机之间的不同表现很明显，它也说明了现代飞机的高度专门化。

飞机性能的很多方面是飞机和动力装置特性组合的结果。飞机的空气动力学特性总体上定义了各种飞行条件下的功率和推力要求，而动力装置总体上定义了各种飞行条件下可用的功率和推力。空气动力学配置和动力装置的匹配是由制造商完成的，这样可以在特定设计条件下提供最大性能，例如航程，续航能力和爬升。

平直飞行



飞行性能的所有主要方面都和飞机的稳定态飞行条件及平衡有关。飞机为了保持稳定，水平飞行，就必须通过升力等于飞机重力和发动机推力等于飞机阻力而获得平衡。因此，飞机的阻力确定了维持稳定的水平飞行需要的推力。

暴露于空气中的飞机的所有部分都会引起阻力，尽管只有机翼才提供重要作用的升力。由于这个原因和某些其他相关原因，总阻力可以分为两部分：机翼阻力(诱导的)和除机翼之外的各部分的阻力(寄生阻力)。

飞行需要的总功率就可以认为是克服诱导阻力和寄生阻力的总和；即飞机的总阻力。寄生阻力是压力和摩擦阻力的总和，它是源于飞机的基本设定，根据定义它独立于升力。诱导阻力是不合需要的，但又是获得升力不可避免的结果。

然而，寄生阻力在高速飞行时占主导地位，诱导阻力在低速飞行时为主导。如图 9-5

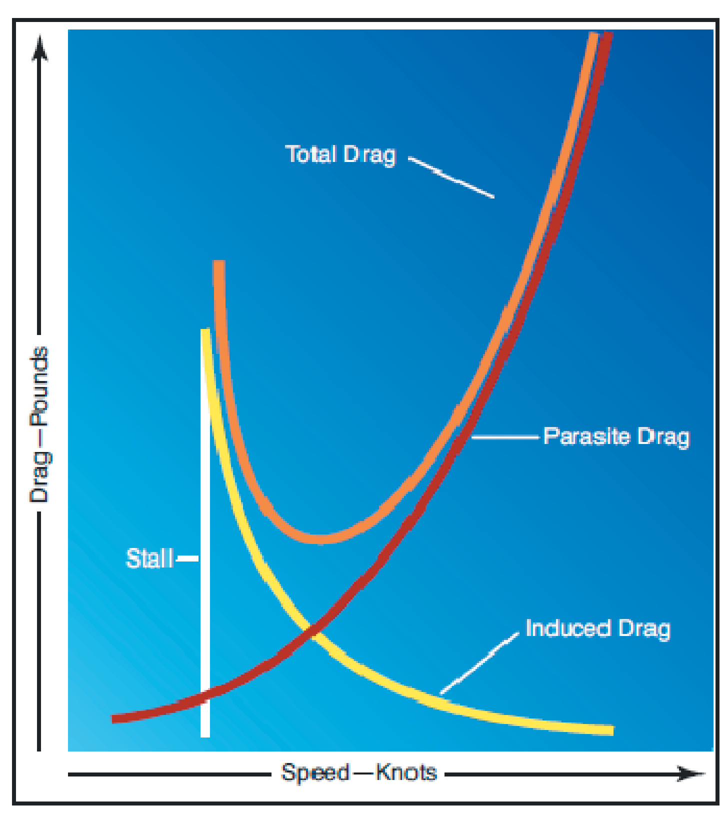


Figure 9-5. Drag versus speed.

例如，如果一架稳定状态飞行的飞机从 100 节加速到 200 节，寄生阻力增大到四倍，但是要求克服阻力的功率要求是原来的八倍。相反地，当飞机以两倍大的速度稳定水平飞行时，

诱导阻力就变成原来的四分之一，克服这个阻力所需要的功率就是原来的一半。

由于迎角的变化，机翼或者诱导阻力随速度变化的方式是非常不同的。在靠近失速速度时，机翼以几乎失速角度向相对风倾斜，且它的阻力非常大。但是在巡航飞行速度时，迎角接近为零，诱导阻力最小。达到巡航速度之后，速度的任何进一步增加的同时迎角变化很小，机翼的阻力增加直接和速度的增加成正比例。这里没有考虑速度超过 260 节时有关的压缩阻力因素。

总结一下这些变化，当速度从失速速度增加到永不超过速度(VNE)时，诱导阻力降低，寄生阻力增加。

当飞机稳定而水平的飞行时，必须建立平衡条件。通过配平飞机升力等于重量，发动机设定的推力等于飞机阻力而获得不加速状态的飞行。

当需要的功率或者推力等于发动机的最大可用功率或者推力时，就可以获得飞机的最大水平飞行速度。如图 9-6

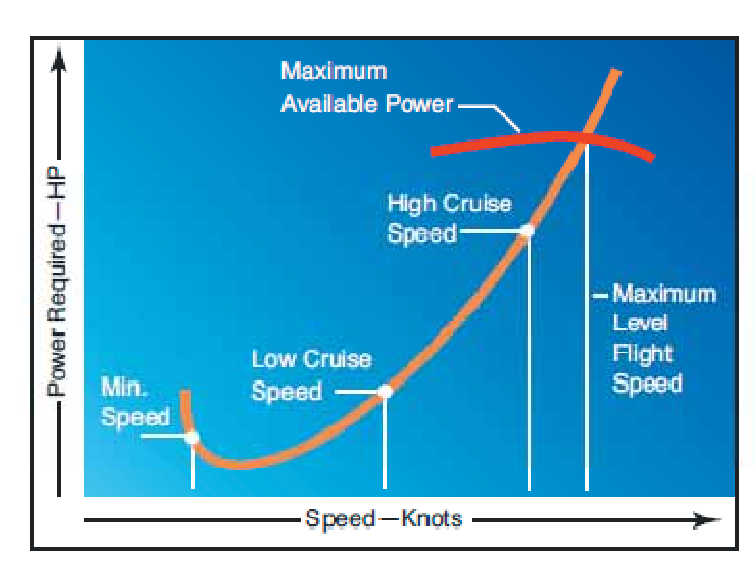


Figure 9-6. Power versus speed.

最小水平飞行速度通常不是由推力或者功率要求定义的，因为失速条件或稳定性和控制问题一般占主导地位。

爬升性能

爬升依赖于储备功率或者推力。储备功率是在超过一定速度下维持水平飞行所需要的功率后的可用功率。因此，如果一架飞机装配的发动机能够产生 200 总可用马力，在某一水平飞行速度上只要 130 马力，那么爬升可用的功率就是 70(200-130=70)马力。

尽管术语"功率"和"推力"有时可以互换使用，错误的暗含了它们是同义语，在讨论爬升性能的时候区别这两个非常重要。功(Work)是力和移动通过的一段距离之乘积，通常独立于时间。功可以用几个标准来度量：最常用的单位称为"英尺磅"【国际标准单位是焦耳】。如果 1 磅质量升高 1 英尺，那么就完成了 1 英尺磅单位的功。机械功率的常用单位是马力；1

马力是等效于在 1 分钟内把 33000 磅质量抬升 1 英尺的功率。术语"功率"暗含着产生功的速度或者每单位时间内的功单位，如此就是力的速度函数。"推力"也是功的一个函数，意思是促使一个物体速度的变化。这个力用磅来度量，没有时间和效率的因素。那么就可以这样说，在稳定爬升期间，爬升率是额外推力的函数。

当飞机处于稳定而水平的飞行或者以小爬升角飞行时，升力的垂直分量非常近似等于实际的总升力。升力非常接近等于重力的时候才能出现这样的爬升飞行。发动机的净推力可能向飞行航迹倾斜，但是为简明起见这里忽略这个影响。虽然飞机的重力是垂直的，重量的一个分量还是会沿航迹向后作用。如图 9-7

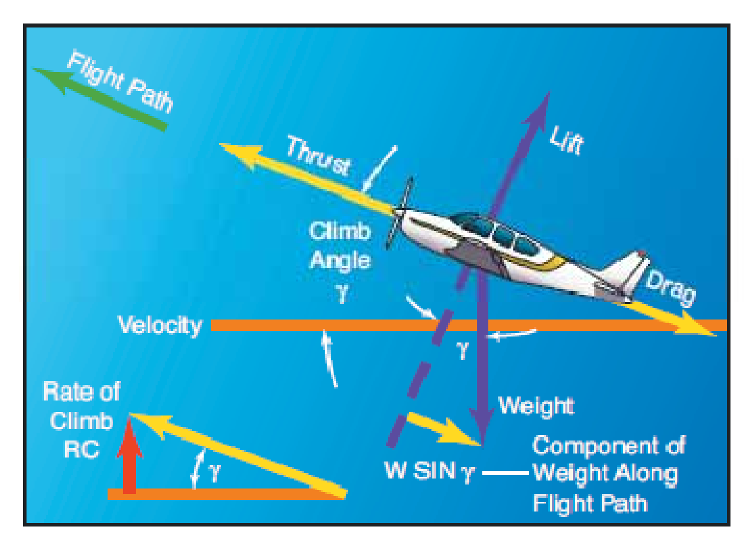


Figure 9-7. Weight has rearward component.

如果假设飞机以小角度倾斜于航迹，处于稳定爬升，航迹方向上力的总和满足下列方程：

前向力 = 后向力

这个基本关系忽略了一些对于很高爬升性能的飞机重要的因素。（例如，更详细的考虑要计算推力相对于航迹的偏离，升力将不等于重量，进而诱导阻力发生变化）但是，这个基本关系将确定影响爬升性能的主要因素。

对于给定重量的飞机，这个关系意味着爬升角取决于推力和阻力之间的差异，或者额外推力。如图 9-8.

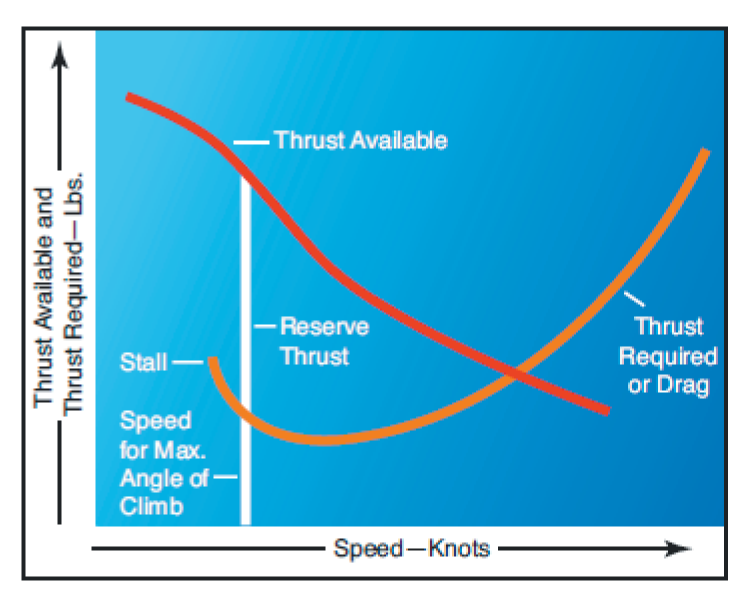


Figure 9-8. Thrust versus climb angle.

当然，额外推力为零时，航迹的倾斜度也是零，飞机将处于稳定而水平的飞行。当推力大于阻力时，额外的推力将使得飞机爬升，爬升角取决于额外推力的大小。也就是说，当推力小于阻力时，推力的不足将得到下降角。

爬升角性能的最直接影响是障碍物间隙。它的最明显目的是可以用于从短的或者受限机场爬升越过障碍物。

当可用推力和要求推力之间存在最大差值的时候就会出现最大爬升角；例如，对于螺旋桨驱动的飞机，最大额外推力和爬升角将会发生在某一正好超过失速的速度上。因此，如果必须在起飞后越过一个障碍物，那么螺旋桨驱动的飞机在空速接近于(如果不是等于的话)起飞速度时将获得一个最大爬升角。

爬升性能中更为重要的是那些影响爬升率的因素。一架飞机的垂直速度取决于飞行速度和以及航迹的倾斜角。事实上，爬升率是航迹速度的垂直分量。

对于爬升率而言，当可用功率和要求功率之间有最大差值的时候就会出现最大爬升率。如图9-9

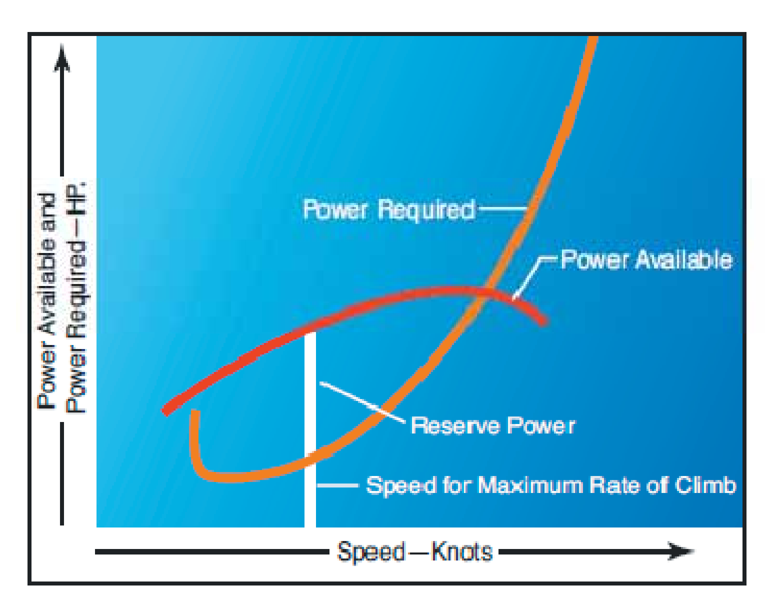


Figure 9-9. Power versus climb rate.

上述关系意味着，对于一个给定重量的飞机，爬升率取决于可用功率和要求功率的差值，或额外功率。当然，当额外功率为零时，爬升率也是零，飞机处于稳定而水平的飞行中。当可用功率大于要求功率时，额外功率将会让飞机爬升，爬升率的大小取决于额外功率的大小。

在稳定爬升期间，爬升率将取决于额外功率，而爬升角是额外推力的函数。

一架飞机的爬升性能受某些变量的影响。飞机的最大爬升角或最大爬升率条件出现在具体的速度上，且不同的速度会产生不同的爬升性能。大多数飞机都有足够的范围，和最优速度的少量偏差不会导致爬升性能产生很大的变化，而且某些运行考虑可能要求速度稍微不同于最优值。当然，爬升性能在下列情况下成为最关键因素，如大的总重量，在高海拔机场，在有障碍物的起飞区域，或者在发动机发生故障时。那么，最优爬升速度就是必须的。

重量对飞机的性能有非常显著的影响。如果向飞机增加重量，就必须以更大的迎角飞行来维持一个给定的高度和速度。这增加了机翼的诱导阻力和飞机的寄生阻力。增加的阻力意味着需要额外推力来克服它，进而就意味着爬升可用的保留功率就更少。因为重量对性能相关的因素有如此重大的影响，飞机的设计者尽极大的努力使重量最小。

飞机的重量变化对爬升性能有双重的影响。首先，重量的变化将会改变阻力和要求的功率。这就改变了可用的保留功率，进而影响了爬升率和爬升角。其次，重量的增加会降低最大爬升率，但是飞机必须以一个较大的爬升速度以获得较小的峰值爬升爬升速度。

海拔高度的增加也会增加要求功率和降低可用功率。因此，一架飞机的爬升性能随着海拔的增加而降低。在最大爬升率，最大爬升角，最大和最小水平飞行时的空速随高度而变化。当高度增加时，这些不同的速度最终汇聚到飞机的绝对升限。在绝对升限高度，没有额外功率，且只有一个维持稳定水平飞行的速度。从而，飞机的绝对升限导致零爬升率。适用升限是飞机不能再以大于 100 英尺每分钟的速度爬升的高度。通常，飞机在一个特定的设计配置条件下提供了这些具体的性能参考点。如图 9-10

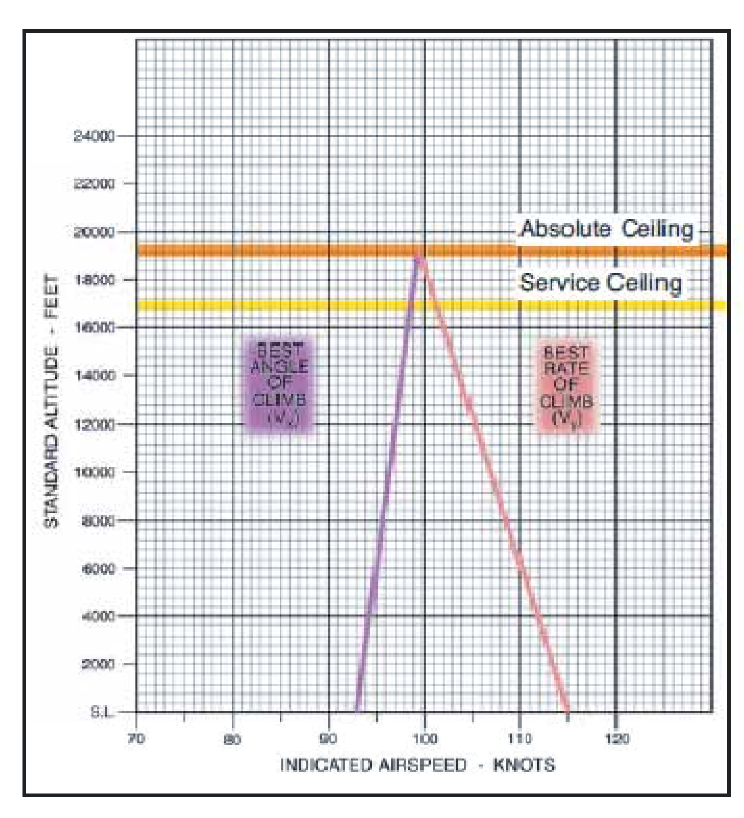


Figure 9-10. Absolute and service ceiling.

在讨论性能时，经常方便的使用术语"功率载荷"和"机翼载荷"。功率载荷用磅每马力表示，通过用飞机的总重量除以发动机的额定马力得到。它是飞机的起飞和爬升能力的一个重要因素。机翼载荷用磅每平方英尺表示，通过飞机总重量的磅数除以机翼面积的平方英尺(包括副翼)而得到。是飞机的机翼载荷确定了着陆速度。这些因素在本章的后续部分进行讨论。

航程性能

一架飞机把燃油能量转换成飞行距离的能力是飞机性能的最重要方面之一。在飞行运行中，一架飞机的有效航程运行问题以两种通常的形式出现：

1 从一个给定的燃油载荷计算最大飞行距离，或者

2 以最少的燃油消耗来飞行一个指定的距离。

这些运行问题的每一个的公分母是"具体航程"，即每磅燃油的具体飞行海里数。 为 获 得最大航程的巡航飞行操作应该被管理，这样飞机在整个飞行中可以获得最大的具体航程。

具体航程可以用下列关系来定义：

具体航程=海里数/燃油的磅数

或者

具体航程=(海里每小时)/(磅每小时)

或者

具体航程= 节/燃油流量

如果想得到最大具体航程，飞行条件必须提供一个每燃油流量的最大速度。航程必须和续航时间清晰的区分开来。如图 9-11

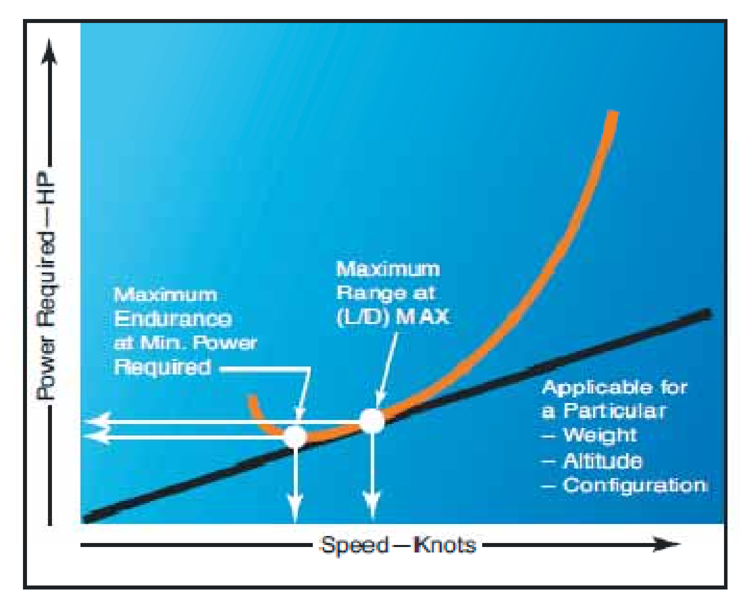


Figure 9-11. Airspeeds for maximum endurance vs. maximum range.

航程的含义涉及对飞行距离的考虑，而续航时间涉及对飞行时间的考虑。因此，定义一个独立的术语"具体续航时间"是合适的。

具体续航时间=飞行小时/燃油磅数

或者

具体续航时间=每小时飞行时间/每小时燃油磅数

或者

具体续航时间=1/燃油流量

如果要计算最大续航时间，飞行条件必须提供一个最小燃油流量。虽然具体航程的峰值将提供最大航程运行，长途巡航运行通常建议以稍微高的速度飞行。大多数长途巡航运行被控制在能够提供 99%的绝对最大具体航程。这样运行的优点是 1%的航程是以高出 3-5%的巡航速度为代价的。【建议是稍高的速度巡航将会降低最大航程，但是到达目的地的时间会有所提前，即巡航速度高出 3-5%，毕竟对于长途飞行，谁都想争分夺秒尽量快点到达目的地。】由于较高的巡航速度有很多优点，在航程的少量损失还是划算的。具体航程的数值对速度受三个主要的变量影响：

1. 飞机总重量
2. 海拔高度

3. 飞机的外部空气动力配置。这些是航程的来源和包含在 AFM/POH 的性能部分续航运行数据。

一架飞机的"巡航控制"意指在整个飞行中飞机运行在维持推荐的长途巡航条件。由于在巡航时燃油被消耗，飞机的总重将会变化，最优的空速，高度和功率设定也会变化。"巡航控制"意味着对最优空速，高度和功率设定的控制，目的是为了维持 99%的最大具体航程条件。在巡航飞行的开始阶段，相对较高的飞机初始重量将需要空速，高度和功率设定的具体数值来产生推荐的巡航条件。随着燃油被消耗，飞机总重量下降，最优的空速和功率设定也会下降，或者最优的高度可能增加。另外，最优的具体航程将增加。因此，飞行员必须提供正确的巡航控制程序来确保维持在最优条件。

总航程取决于可用燃油和具体航程。当航程和运行的经济性是主要目标时，飞行员必须确保飞机将运行在推荐的长途巡航条件。根据这个程序，飞机将能够达到它的最大设计运作半径，或者可以获得小于最大的飞行距离，到达目的地时还有最大的燃油储备。

螺旋桨驱动的飞机把螺旋桨和发动机结合起来提供推进功率。在往复式发动机的情况下，燃油流量主要是根据进入螺旋桨的轴功率而不是推力来计算的。因此，燃油流量可以直接的和维持飞机稳定水平飞行需要的功率发生关系。这个事实允许通过分析要求功率对于速度的关系来计算航程。

最大续航时间条件将在最小要求功率点获得，因为这需要最低的燃油流量而保持飞机稳定水平飞行。最大航程条件将出现在速度和要求功率比值最大时。如图 9-11

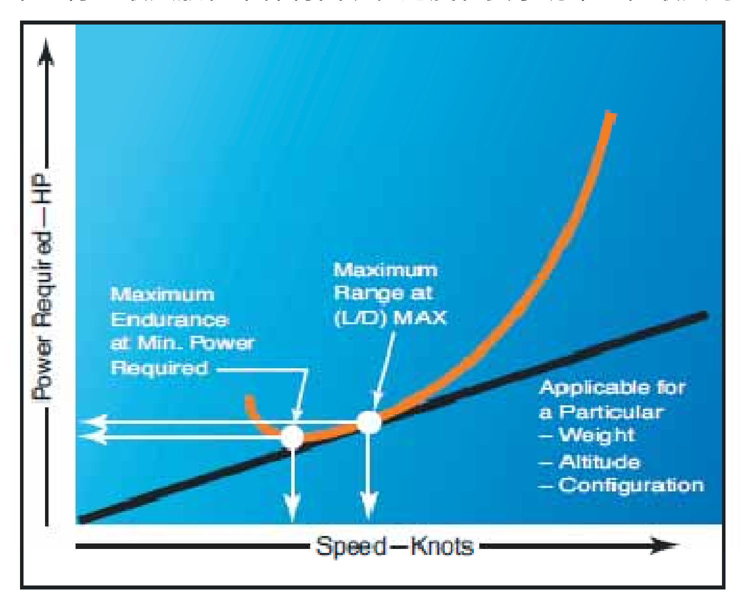


Figure 9-11. Airspeeds for maximum endurance vs. maximum range.

最大航程条件在最大升阻比处获得，要重点说明的是对于一个给定的飞机配置，最大升阻比发生在特定的迎角和升力系数条件下，且通常不受重量和高度的影响。重量的变化将改变空速的数值和获得最大升阻比需要的功率。如图 9-12

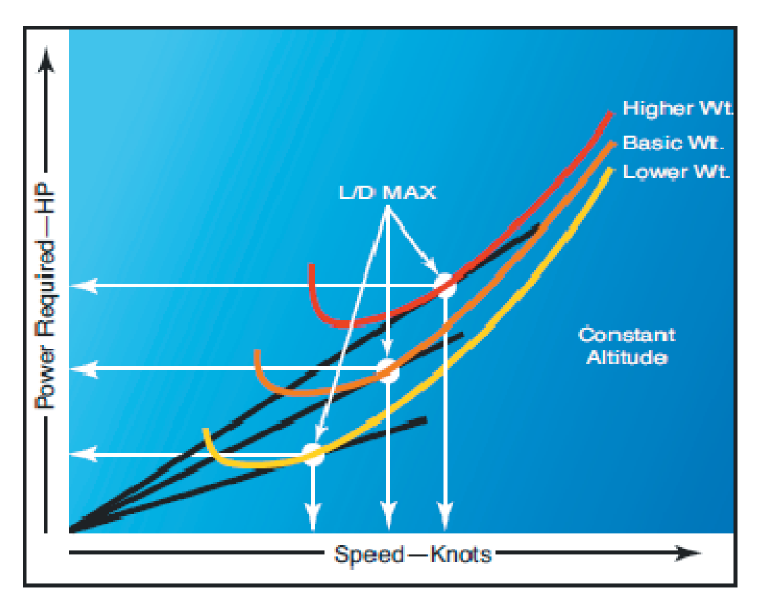
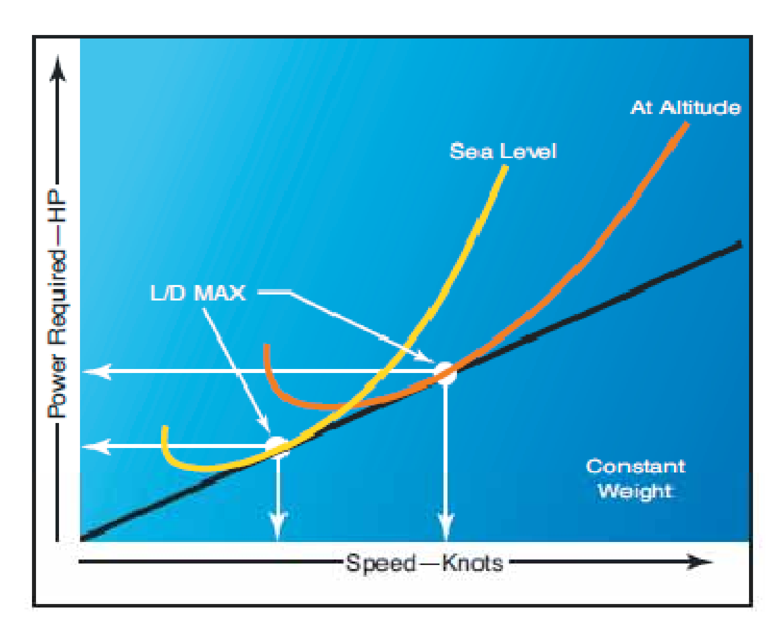


Figure 9-12. Effect of weight on speed for maximum range.

作为巡航控制程序的一部分，飞行员必须监控速度和要求功率的变化，来维持最大升阻比。当飞机的燃油重量是总重的一小部分且飞机的航程也小，巡航控制程序可以简化为本质上在巡航飞行时间内维持恒定的速度和功率设定。长航程的飞机燃油重量是总重的相当一部分，巡航控制程序必须使用预定的空速和功率变化来维持最优的航程条件。

在螺旋桨驱动的飞机上，高度对航程的影响可以通过检查图 9-13 来理解。在高海拔高度操控的飞行将有较大的真空速，所需要的功率也相应的比在海平面时大。飞机的阻力在高海拔高度和在海平面时的阻力一样，但是较高的真空速导致相应的要求功率也更大。请注意直线既和海平面功率曲线相切，也和海拔高度功率曲线相切。



高度对具体航程的影响也可以从前面的关系中认识到。如果高度的一个变化导致速度和要求功率的同样变化，速度对要求功率的比例就不会改变。这个事实意味着螺旋桨驱动的飞机的具体航程不会受高度影响。实际上，这对于程度来说是对的，具体燃油消耗和螺旋桨效率是能够导致具体航程随高度变化的主要因素。如果可压缩性影响可以忽略，具体航程随高度的

任何变化是发动机/螺旋桨性能的一个严格的函数。

装配了往复式发动机的飞机的具体航程向上到它的绝对高度会经历非常小的变化。对于制动马力低于发动机的最大巡航功率额定(发动机运行的贫油范围)，**制动具体燃油消耗**可以忽略。因此，只当增加的功率要求超出发动机的最大巡航功率额定时，高度的增加会引起具体航程的降低。增压的一个优点是在高海拔高度可以维持巡航功率，伴随着真空速的相应增加，飞机可以在高海拔高度达到航程。【*增压的发动机燃烧效率通常更高，也就能够在高海拔维持较好的输出功率，而同时真空速随着高度增加而增加了，所以航程方面有优势。*】高海拔高度巡航和低海拔高度巡航的主要差别是真空速和爬升燃油要求。
【*制动具体燃油消耗- 往复式发动机输出 1 马力的功率，每小时燃烧的燃油磅数。*
制动马力- 飞机发动机在螺旋桨轴(主输出或者主驱动) 上输送的功率。】

地面效应

地面效应是由于飞行时飞机的气流模式对翼面的干扰。地面效应可以在翼面之上的一个翼展高度内检测和测量到。然而，地面效应在飞机以低速维持在一个恒定高度或者低高度飞行时极其重要(例如，在接地前的着陆拉平期间，和飞机离地加速到爬升速度的起飞期间)。

当机翼收到地面效应的影响时，上洗流和下洗流以及翼尖涡流都会减弱。由于翼尖涡流的减弱，诱导阻力也降低。当机翼位于四分之一翼展高度时，诱导阻力大约降低 25%，当机翼高度等于十分之一翼展时，诱导阻力大约降低 50%。在寄生阻力为主导的高速飞行时，诱导阻力只是总阻力的一小部分。因而，在起飞和降落期间，地面效应的影响是更大的考虑。如图 9-14

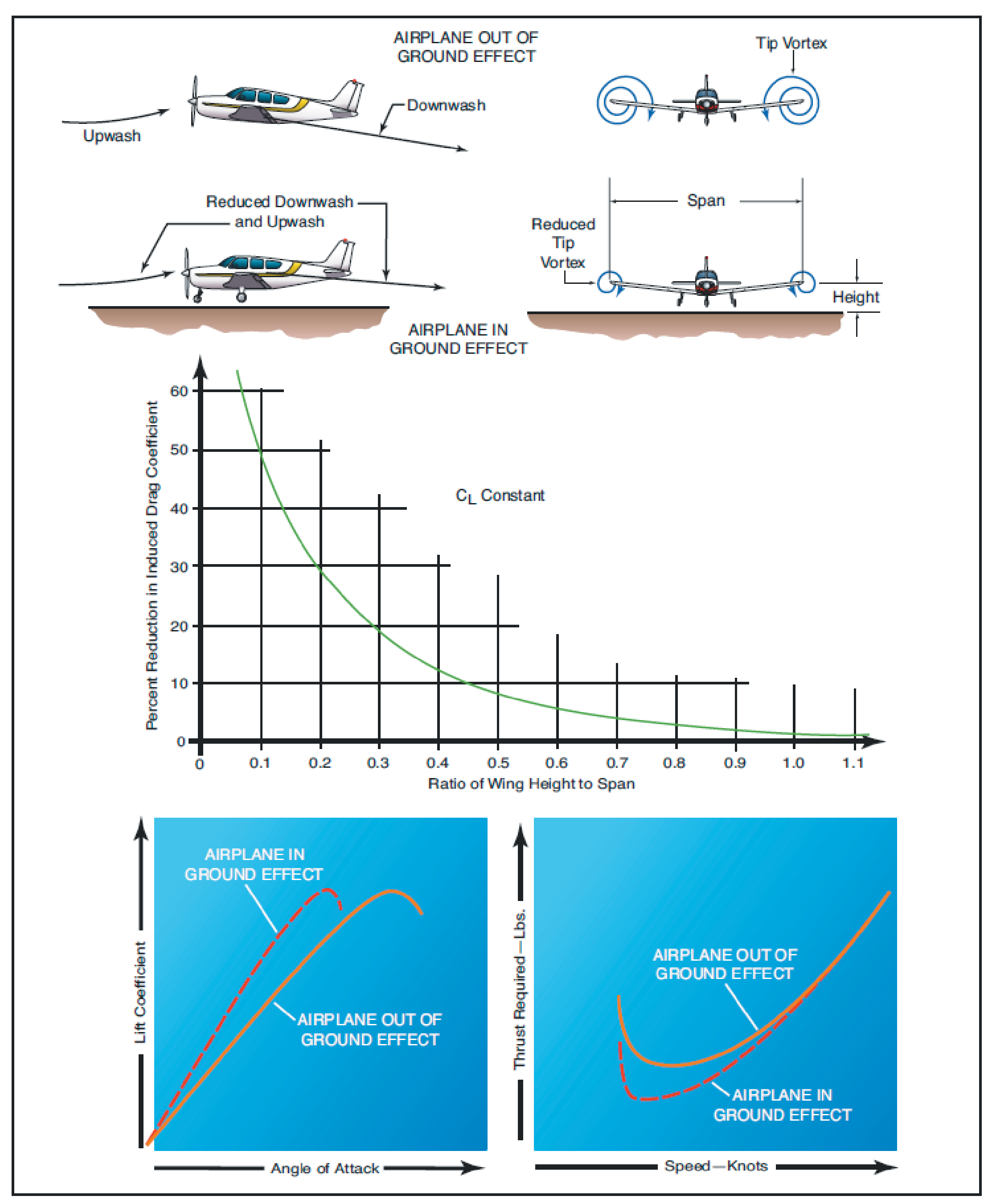


Figure 9-14. Ground effect.

假设飞机维持恒定迎角和空速下降到地面效应里，将会发生如下影响：

由于阻力的降低，将需要更小的机翼迎角来产生相同的升力系数，或者，如果维持恒定的机翼迎角，机翼的升力系数将会增加。

作为阻力降低的结果，在低速时需要的推力也会降低。

水平尾翼下洗流的减弱会降低升降舵的有效性。它可能引起机头下沉的趋势，这样就要求方向舵更加的向上来平衡飞机。

在大多数情况下，地面效应会导致静压源压力的增加，引起空速和高度的较低指示。

在飞机以恒定迎角进入地面效应的拉平期间，飞机将会经历升力系数的增加。因此，会经历到“漂浮”的感觉。由于地面效应中的阻力降低，拉平期间的任何过速都可能导致一个相当长的“漂浮”距离。如果正在执行有功率进近，当飞机下降进入到地面效应时，应该降低功率设定以避免飞过了预期的接地点。

起飞期间，飞机离开地面效应会遇到和进入地面效应相反的情况。例如，飞机离开地面效应时会：

要求增加迎角，以维持相同的升力系数

发生诱导阻力的增加，进而要求推力增加，

发生飞机有机头上仰的趋势，这要求升降舵行程降低来配平飞机，因为在水平尾翼的下洗流增强【压力差增加，尾翼向下的力增加，进而导致机头有上仰的趋势，但是要控制不能过分上仰。】

一般还会遇到静压源压力降低和指示空速增加。

由于地面效应中阻力降低，飞机好像能够以低于推荐的空速起飞。然而，当飞机以不足的空速飞出地面效应高度时，最初的爬升性能由于阻力增加而被证明是临界的。在例如高密度高度，高温和最大总重的极端情况下，飞机可能以不足的空速升空，但是却不能飞出地面效应。进而，飞机可能飞越不了障碍物，或者可能又跌落(settle back)到跑道。在边际条件下，飞机以推荐的空速起飞能够提供足够的初始爬升性能，这点很重要。如果跑道足够长，或者没有障碍物存在，地面效应可以通过利用降低的阻力来改进最初的加速而作为它的优点。地面效应对于正常飞行运行在柔软而粗糙的场地起飞和着陆的性能非常重要。从这些表面起飞的程序要转换成地面运行期间机翼上尽可能多的重量，和获得真实飞行速度前借助于地面效应的起飞。那么就必须逐渐的降低迎角，直到在努力爬升离开地面效应前获得正常的空速。

反向命令区域

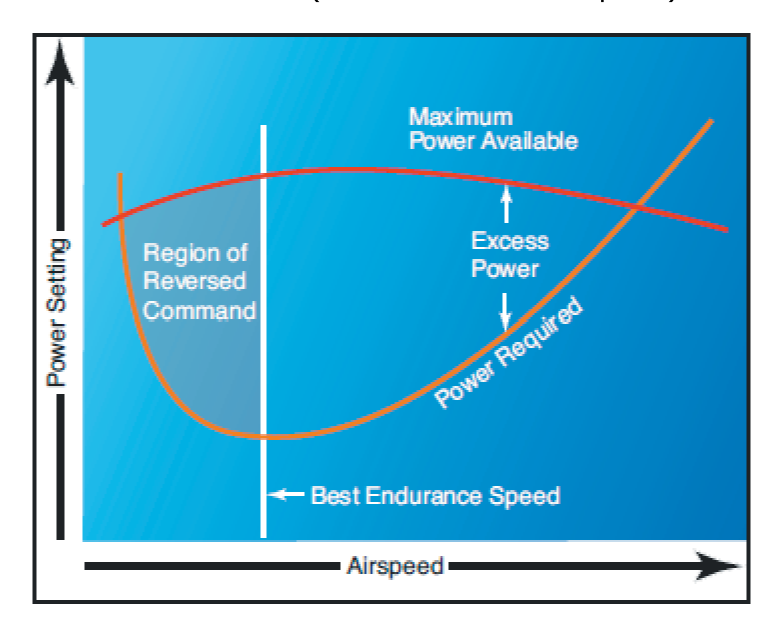
飞机的空气动力学特性从总体上确定了不同飞行条件下的功率需求，而发动机的实际能力总体上确定了不同飞行条件下的可用功率。当飞机处于稳定的水平飞行时，必定获得了平衡条件。当升力等于重力，动力所设定的推力等于飞机阻力的时候就能获得不加速状态的飞行。以不同的速度飞行在恒定的高度上为获得平衡所需要的功率用功率需求曲线表示。功率需求曲线说明了这样的一个事实，即在接近失速的低速或者最小可控空速时，稳定水平飞行所需要的功率设定是非常高的。

正常控制区(region of normal command)的飞行含义是当保持在恒定高度时，空速越高要求的功率设定也就越高，空速越低要求的功率设定也就越低。大多数飞机的飞行(爬升，巡航和机动)是控制在正常控制区。

反向控制区(region of reversed command)的飞行含义是较高的空速需要较低的功率设定，而较低的空速需要较高的功率设定来保持恒定的高度。它的意思不是说功率的降低将会导致空速降低。在飞行的低速阶段会遇到反向控制区。低于最大续航时间速度(功率曲线的

最低点)的飞行速度随空速降低需要较高的功率设定。由于随着空速降低而要增加需求功率设定和正常控制的飞行相反，位于最小需求功率设定的速度和失速速度(或最小可控速度)之间的飞行速度机制用术语反向控制区表示。在反向控制区，为了保持稳定的飞行，随着空速的降低，必须要同时增加功率设定。

图 9-15 中最大可用功率显示为一条曲线。较低的功率设定，例如巡航功率，也会显示出类似的曲线。需求功率曲线的最低点表示在这个速度上最低制动马力可以维持水平飞行。这用术语最好续航时间空速(best endurance airspeed)表示。



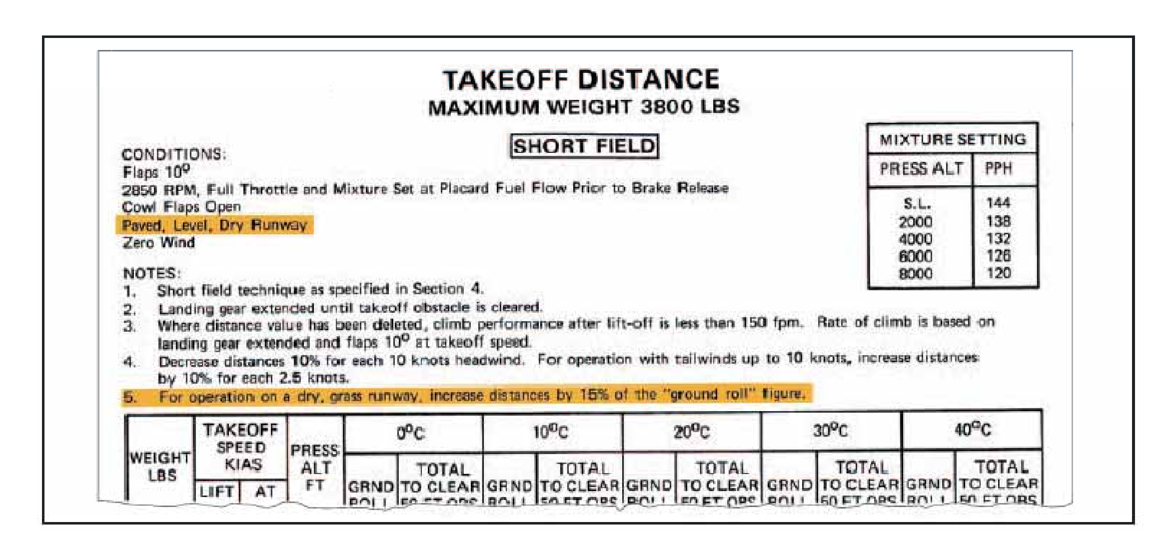
一架以低空速，高俯仰姿态有功率进近的飞机着陆于短场跑道，这是运行在反向控制区的例子。如果将要发生无法接受的高速下降，飞行员有可能通过增加功率来降低或停止下降。但是如果不使用额外的功率，那么飞机将可能失速或者着陆时不能拉平。在这种情况下只通过降低飞机机头来重新获得飞行速度而不使用功率，那么将会导致快速的下降速度，相应的高度也就不能维持。

如果在软场地起飞或者爬升中，例如，飞行员在没有获得正常的爬升俯仰姿态和空速的条件下就视图飞出地面效应，那么飞机可能以危险的低高度不经意的进入了反向控制区。即使是使用了满功率，飞机或许也不能爬升或者甚至不能维持高度。这种情况下飞行员唯一可以依靠的就是为了增加速度而放低飞机的俯仰姿态，这将不可避免的导致高度的损失。

当以低飞行速度运行在反向控制区时，飞机驾驶员必须对空速的准确控制予以特别注意。

跑道表面和坡度

跑道条件影响起飞和着陆性能。典型的，性能图表信息是假设跑道表明是铺设的，水平，光滑且干燥。因为没有两条跑道是一样的，一条跑道的表明不同于另一条，例如跑道的梯度或者斜度。如图 9-16



TAKEOFF DISTANCE
MAXIMUM WEIGHT 3800 LBS

SHORT FIELD

CONDITIONS:
Flaps 10°
2850 RPM, Full Throttle and Mixture Set at Placard Fuel Flow Prior to Brake Release
Cowl Flaps Open
Paved, Level, Dry Runway
Zero Wind

MIXTURE SETTING	
PRESS ALT	PPH
S.L.	144
2000	138
4000	132
6000	126
8000	120

NOTES:
1. Short field technique as specified in Section 4.
2. Landing gear extended until takeoff obstacle is cleared.
3. Where distance value has been deleted, climb performance after lift-off is less then 150 fpm. Rate of climb is based on landing gear extended and flaps 10° at takeoff speed.
4. Decrease distances 10% for each 10 knots headwind. For operation with tailwinds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2.5 knots.
5. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.

WEIGHT LBS	TAKEOFF SPEED KIAS		PRESS ALT FT	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	LIFT	AT		GRND	TOTAL TO CLEAR	GRND	TOTAL TO CLEAR	GRND	TOTAL TO CLEAR	GRND	TOTAL TO CLEAR	GRND	TOTAL TO CLEAR

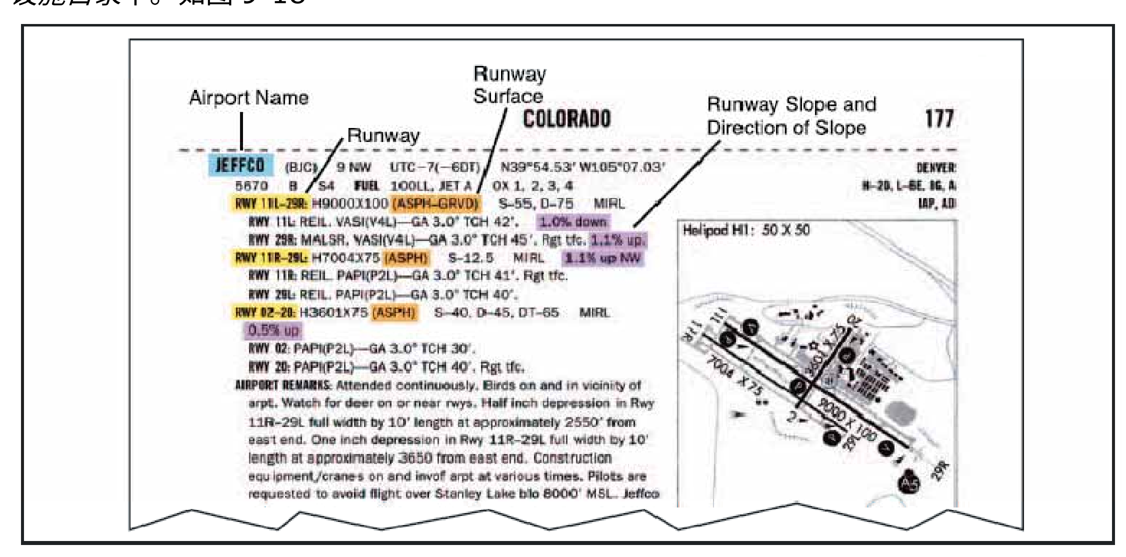
跑道表面随机场不同而差别很大。碰到的跑道表明可能是混凝土的，沥青的，沙砾的，泥土的或者草地的。具体机场的跑道表明在*机场/设施目录*中说明。任何不坚硬和光滑的跑道表面都会增加起飞时的地面滑跑距离。这是因为轮胎不能在这样的跑道上顺利的滚动。轮胎会陷入松软的，草地的或者泥泞的跑道上。道面上的坑洼不平或者车辙会称为跑道上轮胎运动不畅的原因。

诸如泥浆，积雪，或者积水这些障碍都会降低飞机沿跑道的加速性能。尽管多泥的和潮湿地面条件可以降低轮胎和跑道之间的摩擦力，它们也会称为障碍，降低了着陆距离。如图 9-17



当面对不同的跑道类型时，制动效果是另一个考虑因素。跑道表面条件影响飞机的制动能力。应用于刹车且轮胎不打滑时的功率大小被称作制动有效性。确保跑道的长度足够起加速，且当得知跑道低于理想跑道表面条件时确保跑道长度足够着陆减速。

跑道的倾斜度或坡度是跑道高度随跑道长度的变化量。坡度用百分比表示，例如 3%坡度。这个意思是每 100 英尺跑道，跑道高度变化 3 英尺。一个正的坡度表示跑道高度增加，而负的坡度表示跑道高度的降低。上坡的跑道会阻碍加速，导致起飞时地面滑跑距离较长。然而，着陆在上坡跑道通常会减少着陆滑跑距离。下坡跑道有助于起飞时的加速，导致起飞距离缩短。着陆时则反之，当着陆在下坡跑道时会增加着陆距离。跑道坡度信息包含在*机场/设施目录*中。如图 9-18



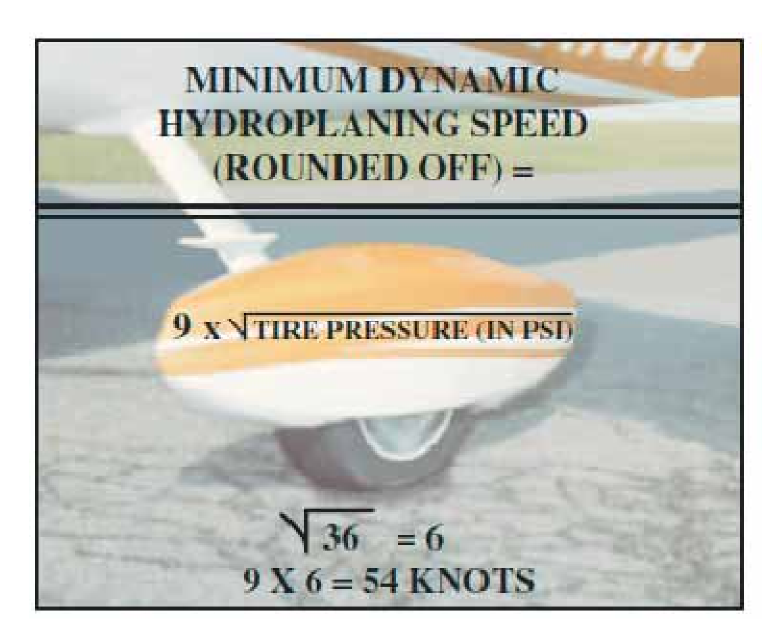
跑道上的水和动态打滑

跑道上的水会降低轮胎和地面之间的摩擦力，也会降低制动效率。当轮胎打滑时，制动能力就完全失去，因为一层水隔开了轮胎和跑道表面。当跑道被冰覆盖时，也会失去制动效率。

当跑道是湿的，飞行员会面临动态打滑。动态打滑是一种状态，这时飞机的轮胎在一层水上滚动而不是在跑道面上。因为打滑的轮子没有接触跑道，基本不能实现制动和方向控制。

为了帮助使动态打滑降到最低，一些跑道开了凹槽以助于排出积水；但是大多数跑道没有。

轮胎压力(译者注：这里是指轮胎对跑道表面的压强，而不是内部的气压。)是动态打滑中的一个因素。



根据图 9-19 的简单公式，飞行员可以计算节为单位的最小速度，在这个速度将发生打滑。简单来说，最小打滑速度是通过主轮轮胎压力的平方根乘以 9 得到的，胎压单位是磅每平方英寸。例如，如果主轮轮胎压力是 36 磅每平方英寸，那么飞机将在 54 节(36 的平方根为 6，6 乘以 9 等于 54)速度的时候开始打滑。

以高于推荐的接地速度着陆将使得飞机的打滑可能性更大。而且一旦开始打滑，在低于最低的初始打滑速度以下还会打滑。(译者注：通常会发现，最大静摩擦力会大于滑动摩擦力，这也是一旦打滑后，即使速度低于最小初始打滑速度时还能继续打滑的主要原因。)

在潮湿的跑道上，方向控制可以通过迎风降落来优化。应该避免生硬的控制。当跑道是潮湿的，着陆前做好制动问题的准备，准备好应付打滑。选择一个最和风向对齐的跑道来降落。此时机械的制动可能是低效的，因此空气动力学制动应该能发挥它的全部优势。(译者注：潮湿的地面不利于使用主轮刹车制动，因为容易打滑，所以要充分利用迎风的阻力来制动。)

起飞和着陆性能

飞行员导致的飞机事故大多数发生在飞行的起飞和着陆阶段。由于这个事实，飞行员就必须熟悉所有影响飞机起飞和着陆性能的变化因素，在这些飞行阶段必须努力做到准确而专业的操作程序。

起飞和着陆性能是加速和减速运动的一种状态。例如，在起飞期间，飞机从零速度起飞加速至起飞速度而升空。在降落期间，飞机以着陆速度接地，减速至零速度。

起飞或者着陆性能的重要因素如下列：

- 起飞或着陆速度一般的是失速速度或者最小飞行速度的函数。
- 起飞或着陆滑跑期间的加速或减速的快慢。任何物体的加速和减速直接的和力的不平衡而正比例变化，而随物体的质量反比变化。
- 起飞或这着陆滑跑的距离是加速/减速和速度这两者的函数。

起飞性能

最小起飞距离是任何飞机运行的主要影响，因为它确定了跑道要求。最小起飞距离是通过以某一最小安全速度起飞来得到的，这个最小安全速度允许失速速度之上的足够富余，提供符合要求的控制和初始爬升率。一般的，升空速度是飞机起飞设定条件下的失速速度或者最小可控速度的某一固定百分比。同样地，升空将发生在某一特定的升力系数和迎角数值。根据飞机的特性，升空速度约是失速速度或者最小可控速度的 1.05 到 1.25 倍。

为计算特定升空速度时的最小起飞距离，在起飞滑跑期间作用于飞机的力必须提供最大加速度。作用于飞机的各种力可能受到或者不受到飞行员的控制，特定的飞机可能需要不同的程序来维持起飞加速在最大值。

发动机推力是提供加速的主要力量，对于最小起飞距离，输出推力应该是最大值。只要飞机有速度就会产生升力和阻力，升力和阻力的值依赖于迎角和动态压力。

除了正确的程序的重要因素之外，还有很多其他变量影响飞机的起飞性能。在起飞滑跑期间改变起飞速度或加速度的任何细节都会影响起飞距离。

例如，总重量对起飞距离的影响是重大的，在预测飞机的起飞距离时必须彻底的考虑这个因素。可以认为增加的总重量对起飞性能有三方面的影响：

1. 较高的升空速度
2. 要加速更大的质量
3. 增加的减速力量(阻力和地面摩擦力)如果总重量增加，就需要更大的速度来产生更大的使飞机以起飞升力系数升空的升力。作为总重量变化的影响的例子，起飞重量增加 21%将需要升空速度增加 10%来支持更大的重量。

总重量的变化将改变有效加速力，也改变了被加速的总质量。如果飞机有相对较高的推重比，有效加速力的变化就会很小，而且对加速的主要影响是由于质量的变化。

起飞距离随总重量的平方而缓慢变化。例如，起飞总重量的 10%增加将导致：

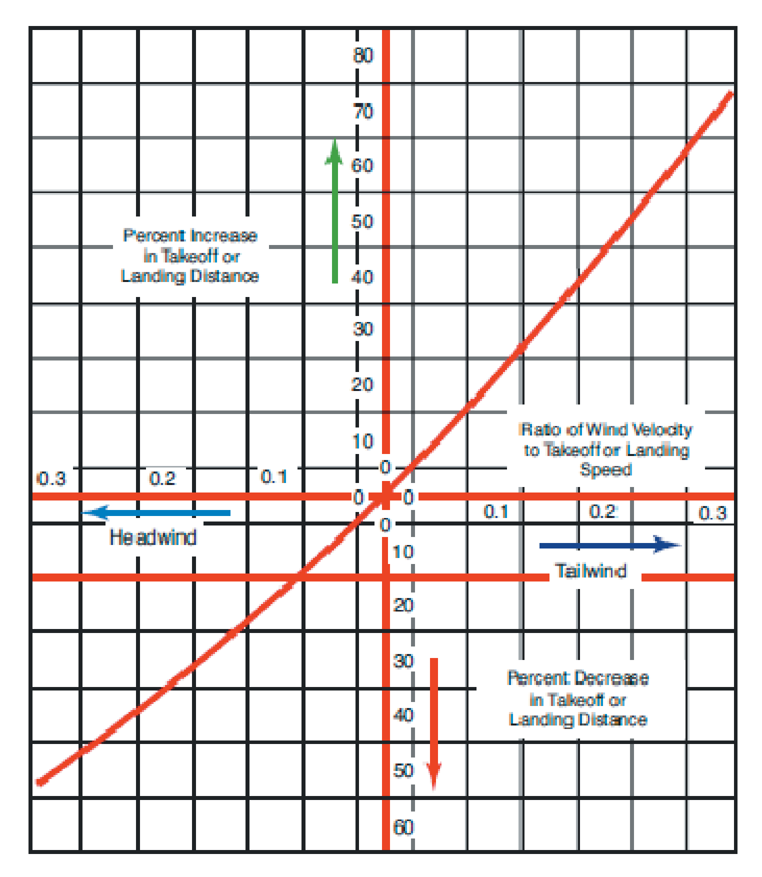
- 需要起飞速度增加 5%
- 加速度至少降低 9%
- 起飞距离至少增加 21%

对于高推重比的飞机，起飞距离的增加可能大约为 21%到 22%，但是对于推重比相对较低的飞机，起飞距离的增加将大约为 25%-30%。如此强烈的影响要求预测起飞距离时充分考虑总重量这个因素。

风对起飞距离的影响是很大的，在预测起飞距离时也必须充分的考虑。迎风的影响是使飞机能够以较低的地面速度达到升空速度，而顺风的影响是要求飞机获得更大的地面速度才能达到升空速度。

为起飞空速 10%的迎风风速会减少起飞距离大约为 19%。然而，起飞空速 10%的顺风风速将会增加起飞距离大约 21%。当迎风速度是起飞速度的 50%时，起飞距离将大约是无风时起飞距离的 25%(降低了 75%)。

风对着陆距离的影响和对起飞距离的影响是一样的。图 9-20 用起飞或着陆距离的百分比变化和风速对起飞或着陆速度比率的函数，说明了风的综合影响。



【横轴为风速对起飞或着陆速度的比率，纵轴是起飞或着陆距离的百分比变化量】

当跑道长度和起飞距离处于临界时，合适的起飞速度的影响是特别重要的。在飞机飞行手册/飞行员操作手册中指定的起飞速度是一般的最小安全速度，飞机可以以这个速度升空。任何以低于推荐速度起飞的努力将意味着飞机可能失速，变得难以控制，或者初始爬升率非常低。在某些情况下，过大的迎角可能使飞机不能飞出地面效应。另一方面，起飞时过大的空速可能提高初始爬升率和飞机的操纵感，但是会引起起飞距离的不必要增加。假设加速度实质上不受影响，那么起飞距离将随着起飞速度的平方变化。

因此，空速超出 10%将会增加起飞距离 21%。在大多数临界起飞条件下，起飞距离如此的增加是禁止的，飞行员必须坚持使用推荐的起飞速度。

压力高度和环境温度的影响主要的确定了密度高度和它对起飞性能的影响。而温度对发动机性能的某些指标的影响同时被适当修正的话，那么就确定了密度高度对起飞性能的具体影响。密度高度的增加将对起飞性能产生两方面的影响：

1. 更大的起飞速度
2. 降低推力，而且减少了有效加速力。

如果一架给定重量和配置的飞机运行在海平面之上更高的高度，飞机将仍然要求动态压力以起飞升力系数升空。因此，飞机在这个高度上将以和在海平面高度上相同的指示空速起飞，但是由于空气密度降低了，真实空速将会更大。【空气密度降低之后，只有运动的更快才能产生更大的冲压力，指示空速读数才会更大。】

密度高度对发动机推力的影响很大程度上依赖于发动机类型。标准海平面之上的高度增加将使非增压的往复式发动机的功率输出立即降低。但是，标准海平面之上的高度增加将不会使增压的往复式发动机输出功率降低，直到高度超过了临界运行高度。对于这些随高度增加而推力降低的发动机，有效加速力和加速度的影响可以近似的假设直接随空气密度变化。实际上，这个假定的变化也接近近似对高推重比飞机的影响。

为了准确的计算起飞滑跑距离，必需正确的计算压力高度(外业高程[field elevation]是一个不合格的代替数值)和温度。

大多数起飞性能的临界条件是高总重量，高海拔高度，高温度，和不利风向这些因素的某种组合的结果。在所有情况下，飞行员必须利用飞机飞行手册/飞行员操作手册中的性能数据准确的计算起飞距离，不管可用的跑道是什么情况，都要努力做到完美而专业的起飞程序。

在使用飞机飞行手册/飞行员操作手册中的数据计算起飞距离时，必须给出下列主要的考虑因素：

- 压力高度和温度 – 为了计算密度高度对起飞距离的影响
- 总重量 – 对起飞距离有很大的影响
- 风 – 由于风或沿跑道的风分量，有很大的影响
- 跑道坡度和状况 – 斜坡的影响以及诸如冰或雪之类的减速效果的因素。

着陆性能

在很多数情况下，一架飞机的着陆距离将确定飞行运行的跑道要求。最小着陆距离是通过以某一最小安全速度着陆而得到的，这个速度在失速之上留有足够的余度，能够提供满意的控制和复飞能力。总的来说，着陆速度是飞机以着陆设定条件下的失速速度或者最小可控速度的某一固定百分比。如此，着陆是在某一特定的升力系数值和迎角时实现的。具体的数值将依赖于飞机的特性，但是，一旦确定之后，数值就独立于重量，高度和风。

为得到特定着陆速度下的最小着陆距离，作用于飞机的力在着陆滑跑期间必须提供最大减速能力。着陆滑跑时作用于飞机的力可能需要不同的程序来维持着陆减速在最大值。

必须区分最小着陆距离的程序和在相当长的跑道上常规着陆的差别。最小着陆距离是通过飞机产生持续的峰值着陆减速而得到的；即，广泛使用刹车来获得最大减速性能。另一方面，在相当长的跑道上进行常规着陆的滑跑允许广泛的使用气动阻力来使得轮胎和制动器的磨损降到最低。如果气动阻力足够让飞机减速，那么它可以用于着陆的早期阶段而不同于使用刹车；例如，持续的猛烈使用刹车和轮胎会导致受损，但是气动阻力却是免费的，使用的时候也不会有磨损。气动阻力只可以应用于减速到接地速度的 60%到 70%。当速度小于接地速度的 60%到 70%时，气动阻力就非常的小，基本没什么用，就必须使用刹车来让飞机产生持续的减速。因为在着陆滑跑期间的目标是减速，那么发动机推力就应该是最小可能

的正值(在反推力的情况就应该是最大可能的负值)。

除了正确的程序这个重要因素之外，很多其他变数也影响着陆性能。在着陆滑跑期间任何改变着陆速度或者减速率的因素都会影响着陆距离。总重量对着陆距离的影响是确定着陆距离的主要因素之一。变重的总重量的一个影响是需要更大的速度来维持飞机处于着陆迎角和升力系数。

作为总重量变化的影响的一个例子，着陆重量增加 21%就需要着陆速度增加 10%来支持更大重量。

当考虑最小着陆距离时，制动器摩擦力在着陆滑跑时占主导地位，对于大多数飞机的设定，制动器的摩擦力是减速的主要来源。

最小着陆距离将随总重量直接正比变化。例如，着陆总重量增加 10%将会导致

- 着陆速度增加 5%
- 着陆距离增加 10%

与此相关的意外情况是重量和制动器摩擦力之间的关系。

风对着陆距离的影响很大，在预测着陆距离时要充分考虑。由于飞机将以独立于风的特定空速着陆，风对着陆距离的主要影响就归于飞机接地时的地速变化。风对着陆时减速的影响和对起飞时加速的影响是一样的。

为着陆速度 10%的迎风将会降低着陆距离大约 19%，但是着陆速度 10%的顺风将会增加着陆距离大约 21%。图 9-20 说明了这个大体的影响。

压力高度和周围温度的影响是计算密度高度和他们对着陆性能的影响。密度高度的增加将会增加着陆速度但是不会改变净阻力。因此，这个高度的飞机将以和在海平面相同的指示空速着陆，但是由于密度高度降低，真空速将会更大。由于飞机在这个高度以相同的重量和气动压力着陆，着陆滑跑的整个过程中阻力和制动器摩擦力和在海平面时有相同的值。只要条件处于制动器的能力之内，净阻力就是不改变的，减速就和在海平面着陆时相同。既然高度的增加不会改变减速，密度高度对着陆距离的影响实际上归于更大的真空速(TAS)。

在 5000 英尺海拔高度时的最小着陆距离将会比在海平面时的最小着陆距离大 16%。着陆距离随高度每增加 1000 英尺大约增加 3.5%。为准确的计算着陆距离就必须正确的计算密度高度。

当跑道长度和着陆距离处于临界时，合适的着陆速度的影响是重大的。飞机飞行手册/飞行员操作手册中指定的着陆速度一般是飞机可以着陆的最小安全速度。任何低于指定速度的着陆尝试可能意味着飞机将会失速，难以控制，或者导致较高的下降率。另一方面，以过大的速度着陆可能稍微增加了可控性(特别是在侧风时)，但是会导致不期望的着陆距离增加。

着陆速度超出 10%将会导致着陆距离至少增加 21%。过大的速度也让制动器承受过大的工作负载，因为必须消耗额外的动能。而且，额外的速度导致正常的地面姿态下的阻力和升

力增加，增加的升力将会降低制动器表面的正常力。【升力增加，导致制动器和跑道之间的压力减小，导致摩擦力降低，进而制动效果降低。】这个速度范围内接地后的立即减速会收到损失，很可能轮胎在这点制动时发生爆裂。

着陆性能的大多数临界条件是一些因素组合的结果，如高的总重量，高密度高度，和不顺利的风。这些条件导致了最大的着陆距离，为制动所需要的能量消耗提供了临界水准。在所有情况下，准确的预测最小着陆距离来和可用的跑道长度比较是非常必要的。一个完美而职业化的着陆程序是必须的，因为飞行的着陆阶段飞行员导致的飞行事故比飞行的其他任何单一阶段都要多。

根据飞机飞行手册/飞行员操作手册中的数据计算最小着陆距离时，必须给出下列的考虑事项：

压力高度和温度 – 为了计算密度高度的影响
总重量 – 它确定了着陆的标定空速(CAS)
风 – 由于风或者沿跑道的风分量而成为一个大的影响
跑道坡度和状况 – 为跑道坡度的常规值而做的小的修正，但是雪，冰和柔软地面有重要影响。

性能速度

真空速(TAS) – 飞机相对于它所在的空气团的飞行速度。

指示空速(IAS) – 空速指示器上观察到的飞机速度。这是一个指示器误差，安装误差和压缩性误差未经修正的空速。

标定空速(CAS) – 安装误差和仪表误差经过修正后的空速指示器读数。在海平面标准大气条件下标定空速等于真空速。空速指示器上不同设计的速度标记可能是 IAS 或者 CAS。

等效空速(EAS) – 安装误差和仪表误差以及特定高度上绝热的可压缩流修正后的空速指示器读数。在海平面标准大气条件下 EAS 等于 CAS。

Vs0 – 经校定的停车失速速度或者飞机在着陆设定时维持可控性的最小稳定飞行速度。

Vs1 – 经校定的停车失速速度或者飞机在指定的设定时维持可控性的最小稳定飞行速度。

Vy – 在这个标定空速飞机在每单位时间内可以获得最大的高度增加。这个最佳爬升率速度通常地会随着高度的增加而缓慢降低。

Vx – 在这个标定空速飞机在一个给定的水平距离内可以获得最高的高度。这个最佳爬升角速度通常地会随着高度的增加而缓慢增加。

Vle – 起落架放下时飞机可以安全飞行的最大标定空速。这是一个涉及到稳定性和可控性的问题。

Vlo – 起落架可以安全的放下和收起的最大标定空速。这是一个涉及到在放下和收起起落架时作用于工作机械结构上的气动载荷的问题。

Vfe – 机翼襟翼位于一个规定的伸出位置时允许的最高标定空速。这是因为要考虑作用于襟翼结构上的气动载荷。

Va – 标定的设计机动速度。这是作用限定的载荷(阵风或者是控制面的完全偏转)而不会导致结构损坏的最大速度。

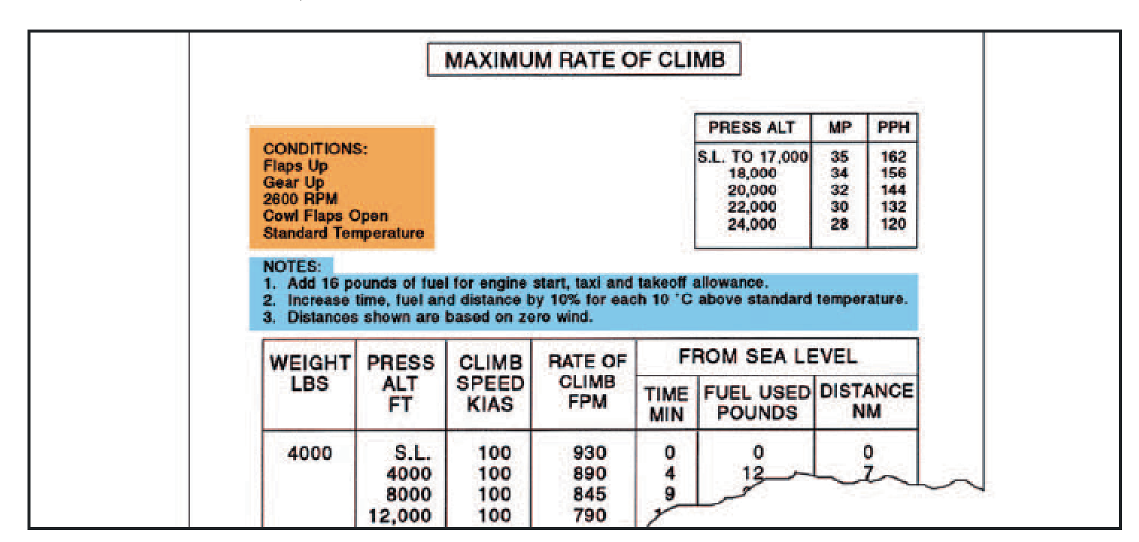
Vno – 正常运行或者最大结构巡航速度时的最大标定空速。以这个速度飞行时，超出限制的载荷因子可能导致飞机结构的永久变形。

Vne – 永远也不应该超过的标定空速。如果试图以超过这个速度的空速飞行，可能导致结构性损坏或者结构性故障。

性能图表

性能图表给飞行员计算飞机的起飞，爬升，巡航，和着陆性能。制造商提供的这些图表包含在飞机飞行手册或者飞行员操作手册中。制造商在这些图表上提供的信息从一架飞机的测试飞行中收集的，测试飞行是在常规飞行条件下且驾驶技能为平均水平，飞机和发动机处于良好工作状态。工程师记录下飞行数据，然后根据飞机在测试飞行中的表现制作性能图表。通过使用这些性能图表，飞行员可以计算起飞和着陆需要的跑道长度，飞行中将要使用的总燃油量，以及到达目的地需要的时长。记住这点很重要，如果飞机不具备良好工作状态或者运行在不利条件下，图表上的数据将是不准确的。因此，如果飞机未处于良好运行状态或者驾驶技能低于平均水平，那么必须要考虑补偿性能数据。每一架飞机的行为都是不同的，因此有不同的性能数据。在每次飞行前要计算飞机的性能，这是因为每次的飞行也是不同的。

每一个图表都是基于某种条件的，且包含如何把这些信息应用于飞行条件的说明。阅读每一种图表并且理解如何用它这个技能是很重要的。还要阅读制造商提供的随附指南。要获得如何使用这些图表的解释，请参考制造商为特定图表提供的例子。如图 9-21



MAXIMUM RATE OF CLIMB

CONDITIONS:
Flaps Up
Gear Up
2600 RPM
Cowl Flaps Open
Standard Temperature

PRESS ALT	MP	PPH
S.L. TO 17,000	35	162
18,000	34	156
20,000	32	144
22,000	30	132
24,000	28	120

NOTES:
1. Add 16 pounds of fuel for engine start, taxi and takeoff allowance.
2. Increase time, fuel and distance by 10% for each 10 °C above standard temperature.
3. Distances shown are based on zero wind.

WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	RATE OF CLIMB FPM	FROM SEA LEVEL		
				TIME MIN	FUEL USED POUNDS	DISTANCE NM
4000	S.L.	100	930	0	0	0
	4000	100	890	4	12	7
	8000	100	845	9		
	12,000	100	790			

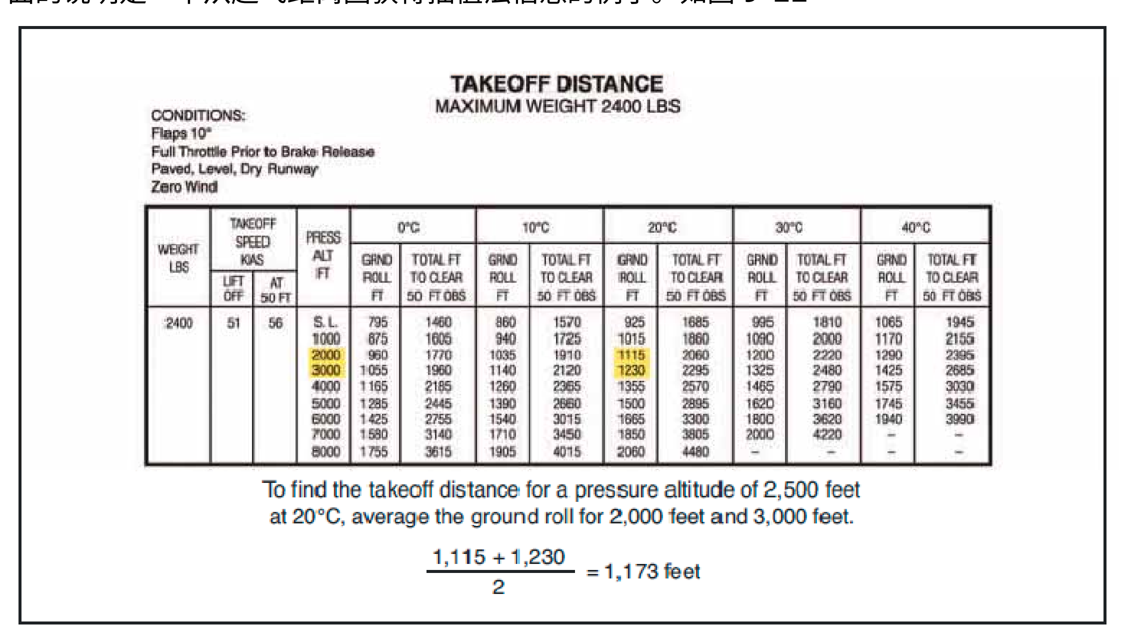
制造商提供的信息是非标准化的。信息可能包含在表格格式中，而其他信息可能包含在曲线图中。有时候，组合的曲线图把两个或者多个曲线图组合到一张曲线图里来校正飞行的多种条件。复合的曲线图让飞行员用一张图就可以计算密度高度，重量和风变化时的飞机性能。由于可以从这种图表中分析出大量的信息，非常准确的阅读这种图表就很重要。一开始的一个小误差会导致最后的一个大差错。

本章的后续部分包含总体上的飞机性能信息，还要讨论图表包含了什么信息，以及用直接阅读和插值法如何分析图表中的信息。每一个图表都包含了制定飞行计划时应该使用的非常有价值的信息。用于飞行所有方面的表格，曲线图和复合曲线图格式的例子也会被讨论。

插值法

并非图表上的所有信息都是容易分析的。一些图表要求用插值法来发现特定飞行条件下的信息。插值法信息意思是通过使用已知的信息，飞行员可以计算中间信息。然而，飞行员有时把从图表得到的数字四舍五入成一个更加保守侧数字。

使用稍微更加不利的条件的数字能够提供性能信息的合理估计，还提供了少许安全余量。下面的说明是一个从起飞距离图获得插值法信息的例子。如图 9-22



TAKEOFF DISTANCE
MAXIMUM WEIGHT 2400 LBS

CONDITIONS:
Flaps 10°
Full Throttle Prior to Brake Release
Paved, Level, Dry Runway
Zero Wind

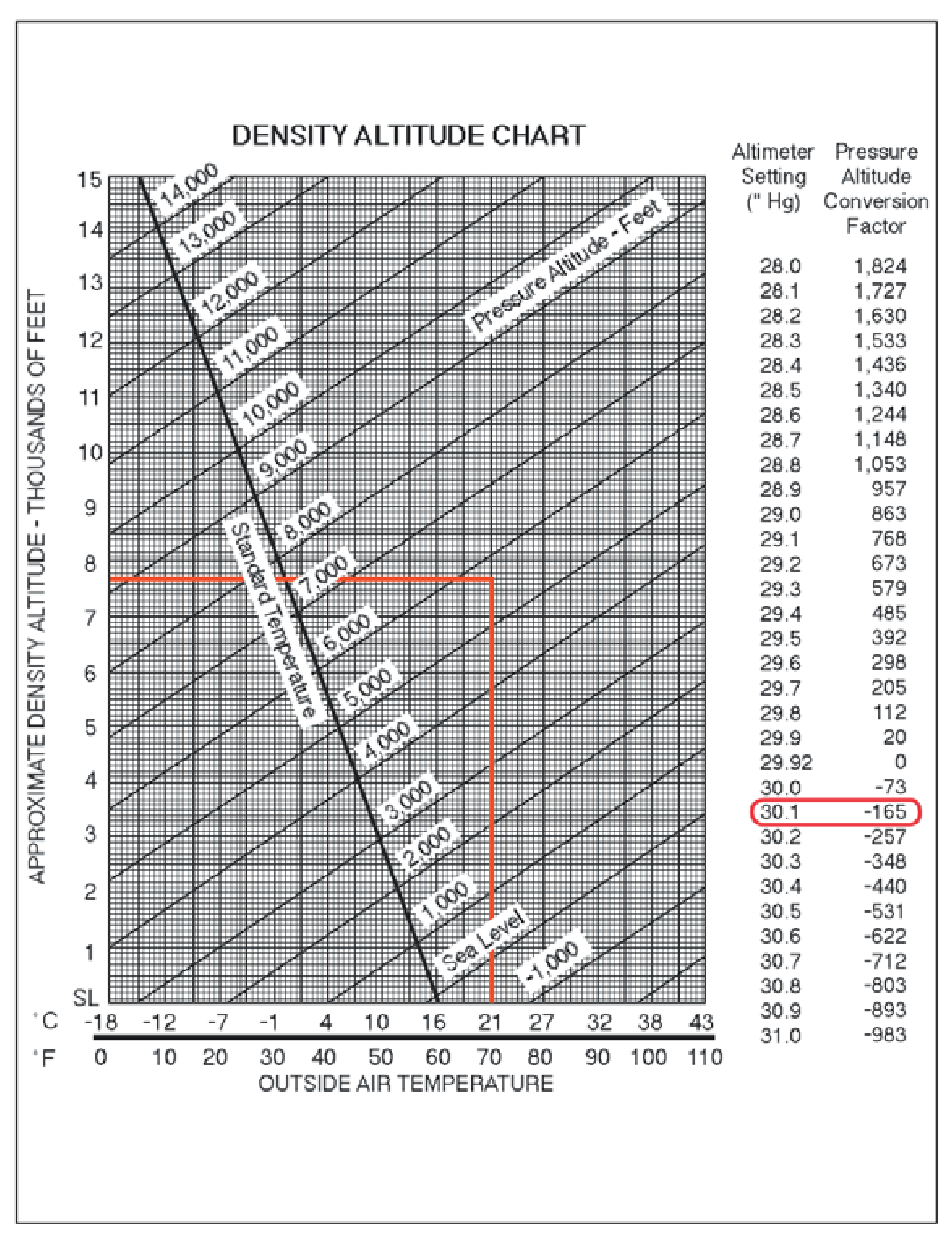
WEIGHT LBS	TAKEOFF SPEED KIAS		PRESS ALT FT	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	LIFT OFF	AT 50 FT		GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS
2400	51	56	S. L.	795	1460	860	1570	925	1685	995	1810	1065	1945
			1000	875	1605	940	1725	1015	1860	1090	2000	1170	2155
			2000	960	1770	1035	1910	1115	2060	1200	2220	1290	2395
			3000	1055	1960	1140	2120	1230	2295	1325	2480	1425	2685
			4000	1165	2185	1260	2365	1355	2570	1465	2790	1575	3030
			5000	1285	2445	1390	2660	1500	2895	1620	3160	1745	3455
			6000	1425	2755	1540	3015	1665	3300	1800	3620	1940	3990
			7000	1580	3140	1710	3450	1850	3805	2000	4220	–	–
			8000	1755	3615	1905	4015	2060	4480	–	–	–	–

To find the takeoff distance for a pressure altitude of 2,500 feet at 20°C, average the ground roll for 2,000 feet and 3,000 feet.

$$\frac{1,115 + 1,230}{2} = 1,173 \text{ feet}$$

密度高度图

使用密度高度图计算起飞机场的密度高度。使用图 9-23 来计算基于给定信息的密度高度。



示例问题 1

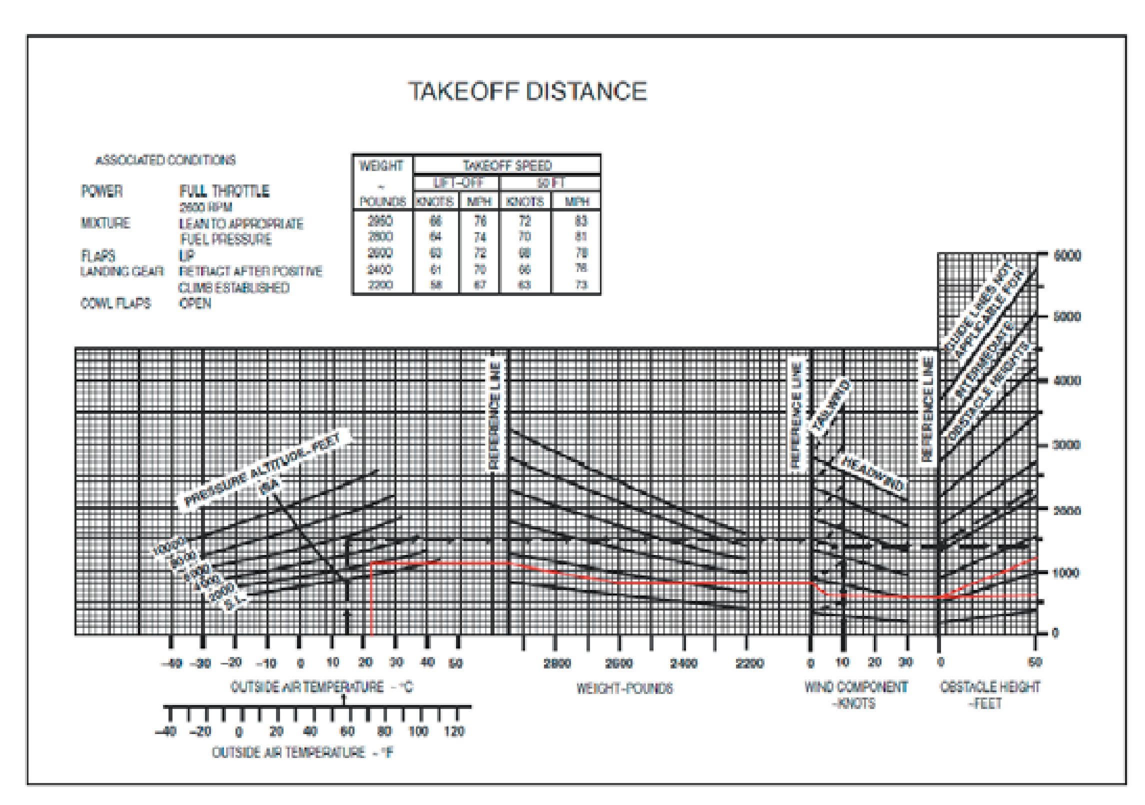
机场海拔高度...5883 英尺
外部大气温度(OAT)..70 华氏度
高度计读数...30.10 英寸汞柱
首先，计算压力高度转换。在高度计标题下查找 30.10。查看对应的第二列的读数。其值为“-165”。因此，必须从机场海拔高度减去 165 英尺，则压力高度为 5718(5883-165=5718)英尺。下一步，沿图标的底线刻度查找外部空气温度。从 70 华氏度位置划一条直到 5718 英尺压力高度线，其位置大约是 5000 英尺到 6000 英尺这两

根线之间上部的三分之二位置。再从这个点向图表的左侧划一条线，就可以读出近似的密度高度。近似的密度高度为 7700 英尺。

起飞图表

起飞图标典型的有好几种格式。飞行员通过使用它们来计算飞机在不使用襟翼或者特定襟翼设定下的起飞距离。飞行员也可以计算无襟翼起飞飞越 50 英尺高障碍物地点的距离，以及有襟翼时飞越 50 英尺障碍物的距离。起飞距离图表的信息是按照不同的飞机重量，海拔高度，温度，风，以及障碍物高度而提供的。

示例问题 2
压力高度..2000 英尺
外部大气温度(OAT)...22 摄氏度
起飞重量..2600 磅
迎风速度..6 节
障碍物高度..50 英尺障碍物



参考图 9-24。这个图标是一个复合的起飞距离图表。它在一张图中考虑了压力高度，温度，重量，风和障碍物。首先，沿着 22 摄氏度向上的直线直到和 2000 英尺高度线相交。从这个交点，划一条直跨到第一条黑色参考线的直线。继续从参考点以斜线方向顺着周围的线条划，一直到和对应的重量线相交。从 2600 磅的交点，划一条直线直到它到达第二条参考线。再次，顺着斜线的方向直到到达 6 节迎风的标记处。沿直线到达第三个参考线，从这个位置向两个方向划一条线。第一，划一条直线来计算地面滑跑距离。下一步，再次沿着斜线直到它到达对应的障碍物高度。在这个例子中，它是 50 英尺障碍物。因此，划一条斜线到图标的远边。其结果是 600 英尺滑跑距离和飞越 50 英尺障碍物的总距离为 1200 英尺。要

查找升空和飞越 50 英尺障碍物对应的起飞速度，要参考图标顶部的表格。在这个例子中，2600 磅时的升空速度将是 63 节，飞过 50 英尺障碍物的速度将是 68 节。

示例问题 3

压力高度..3000 英尺
外部大气温度...30 摄氏度
起飞重量...2400 磅
迎风..18 节

TAKEOFF DISTANCE
MAXIMUM WEIGHT 2400 LB

SHORT FIELD

CONDITIONS:
Flaps 10°
Full Throttle Prior to Brake Release
Paved Level Runway
Zero Wind

NOTES:
1. Prior to takeoff from fields above 3000 feet elevation, the mixture should be leaned to give maximum RPM in a full throttle, static runup.
2. Decrease distances 10% for each 9 knots headwind. For operation with tailwind up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "ground roll" figure.

WEIGHT LB	TAKEOFF SPEED KIAS		PRESS ALT FT	0 °C		10 °C		20 °C		30 °C		40 °C	
	LIFT OFF	AT 50 FT		GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL FT	TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS
2400	51	56	S.L.	795	1460	860	1570	925	1685	995	1810	1065	1945
			1000	875	1605	940	1725	1015	1860	1090	2000	1170	2155
			2000	960	1770	1035	1910	1115	2060	1200	2220	1290	2395
			3000	1055	1960	1140	2120	1230	2295	1325	2480	1425	2685
			4000	1165	2185	1260	2365	1355	2570	1465	2790	1575	3030
			5000	1285	2445	1390	2660	1500	2895	1620	3160	1745	3455
			6000	1425	2755	1540	3015	1665	3300	1800	3620	1940	3990
			7000	1580	3140	1710	3450	1850	3805	2000	4220	---	---
			8000	1755	3615	1905	4015	2060	4480	---	---	---	---
2200	49	54	S.L.	650	1195	700	1280	750	1375	805	1470	865	1575
			1000	710	1310	765	1405	825	1510	885	1615	950	1735
			2000	780	1440	840	1545	905	1660	975	1785	1045	1915
			3000	855	1585	925	1705	995	1835	1070	1975	1150	2130
			4000	945	1750	1020	1890	1100	2040	1180	2200	1270	2375
			5000	1040	1945	1125	2105	1210	2275	1305	2465	1405	2665
			6000	1150	2170	1240	2355	1340	2555	1445	2775	1555	3020
			7000	1270	2440	1375	2655	1485	2890	1605	3155	1730	3450
			8000	1410	2760	1525	3015	1650	3305	1785	3630	1925	4005
2000	46	51	S.L.	525	970	565	1035	605	1110	650	1185	695	1265
			1000	570	1060	615	1135	665	1215	710	1295	765	1385
			2000	625	1160	675	1240	725	1330	780	1425	840	1525
			3000	690	1270	740	1365	800	1465	860	1570	920	1685
			4000	755	1400	815	1500	880	1615	945	1735	1015	1865
			5000	830	1545	900	1660	970	1790	2145	1925	1120	2070
			6000	920	1710	990	1845	1070	1990	2405	2145	1235	2315
			7000	1015	1900	1095	2055	1180	2225	2715	2405	1370	2585
			8000	1125	2125	1215	2305	1310	2500	1410	2715	1520	2950

参考图 9-25。这是一个用于短场地起飞的起飞距离图例子。对于这个图，首先查找起飞重量。找到 2400 磅后，从图表的左侧开始读到右侧。起飞速度在第二列，在第三列的压力高度下，查找 3000 英尺的压力高度。仔细的顺着这行向右侧找，直到找到温度一栏下的 30 摄氏度。地面滑跑总距离读数为 1325 英尺，飞过 50 英尺障碍物要求的总距离是 2480 英尺。在这一点，有 18 节迎风风速。阅读说明部分的第二点，它说对每 9 节迎风要降低距离 10%。对于 18 节的迎风，必须降低距离 20%。1325 英尺乘以 20%等于 265 英尺，然后从总距离中减去，得到 1060 英尺。重复这个步骤来计算飞越 50 英尺障碍物需要的总距离。地面滑跑距离是 1060 英尺，飞越 50 英尺障碍物所需要的总距离是 1984 英尺。

爬升和巡航图表

爬升和巡航图信息是基于同样类型的一架飞机进行的实际飞行测试。当计划一次越野飞行而计算性能和飞机的燃油消耗时，这个信息是相当有用的。制造商为爬升和巡航性能制作了几个不同的图表。这些图表会包含从燃油，时间和距离到爬升，巡航时的最好功率设定到巡航

航程性能的一切。

检查爬升性能的第一个图表就是一张燃油，时间，和距离-爬升图。这个图会给出爬升期间使用的燃油量，完成爬升所需要的时间，爬升过程 所要经过的地面距离。要使用这个图表，获得出发机场和巡航高度的信息。使用图 9-26，基于它来计算燃油，时间和爬升的距离。

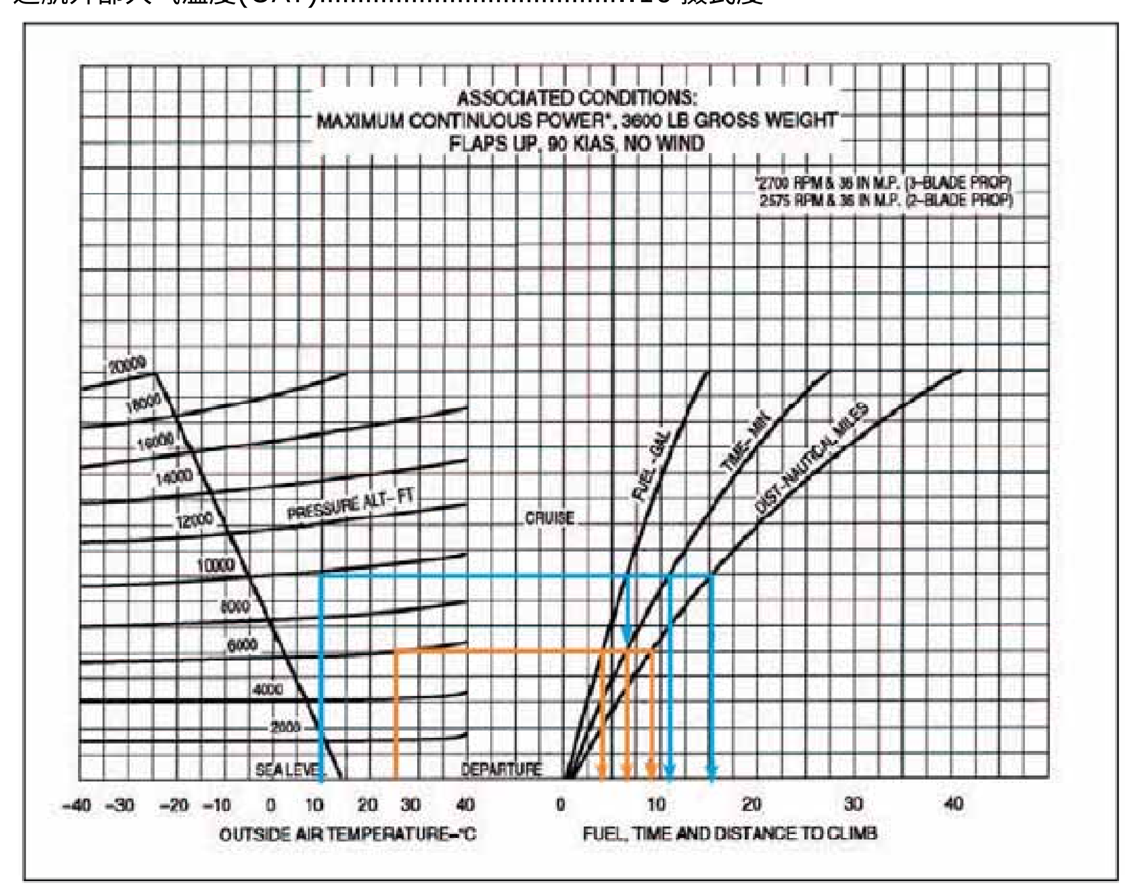
示例问题 4

出发机场压力高度..6000 英尺

出发机场外部大气温度(OAT)................................25 摄氏度

巡航压力高度..10000 英尺

巡航外部大气温度(OAT).....................................10 摄氏度

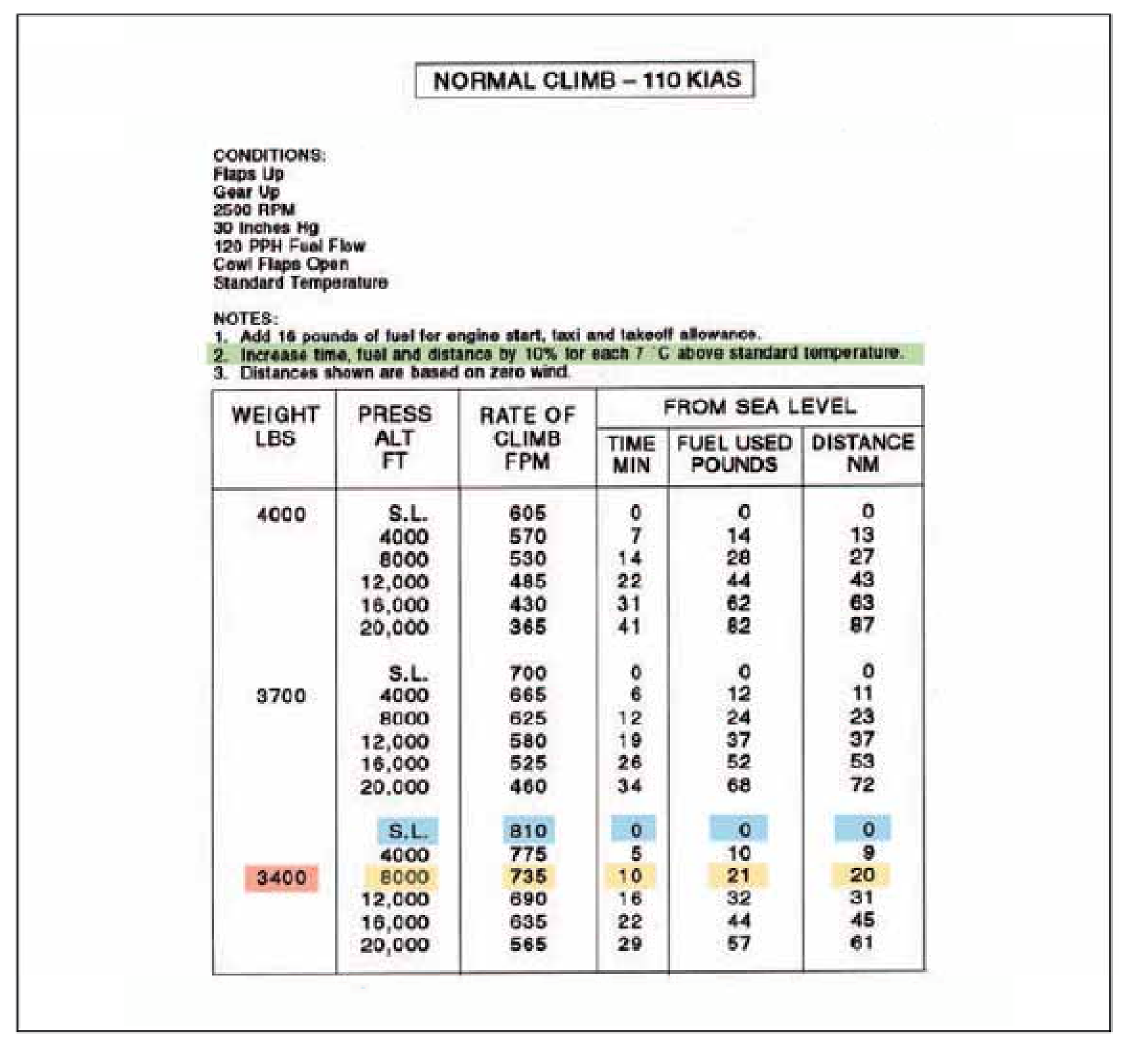


首先，查找出发机场的信息。沿图表的底部左手边查找出发机场的 OAT。顺着 25 摄氏度的线一直向上，直到和对应的压力高度 6000 英尺线相交。继续这条线向右侧和全部的三条燃油，时间，距离线相交。从高度和燃油，高度和时间线的交点划一条向下的直线，第三条线在高度和距离的交点。读数应该是 3.5 加仑坛友，6.5 分钟的时间和 9 海里距离。下一步，重复这个步骤来查找巡航高度信息。读数应该是 6.5 加仑燃油，11.5 分钟时间和 15 海里距离。使用每组燃油，时间和距离的数字和另一个相减(6.5-3.5=3 加仑燃油)。即要消耗 3 加仑燃油，5 分钟时间来爬升到 10000 英尺。在这个爬升中，前进的距离是 6 海里。记住，根据图表顶部的说明，这些数字没有考虑风的影响，而且假设使用最大的持续功率。

下一个例子是燃油，时间和距离-爬升表。对于这个表格，使用和前一个图表一样的基本标准。然而，必须用不同的方式来查找信息。参考图 9-27 来解决下面的示例问题。

示例问题 5

出发机场压力高度..海平面
出发机场 OAT..22 摄氏度
巡航压力高度..8000 英尺
起飞重量..3400 磅


NORMAL CLIMB – 110 KIAS

CONDITIONS:
Flaps Up
Gear Up
2500 RPM
30 Inches Hg
120 PPH Fuel Flow
Cowl Flaps Open
Standard Temperature

NOTES:
1. Add 16 pounds of fuel for engine start, taxi and takeoff allowance.
2. Increase time, fuel and distance by 10% for each 7 °C above standard temperature.
3. Distances shown are based on zero wind.

WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	RATE OF CLIMB FPM	FROM SEA LEVEL		
			TIME MIN	FUEL USED POUNDS	DISTANCE NM
4000	S.L.	605	0	0	0
	4000	570	7	14	13
	8000	530	14	28	27
	12,000	485	22	44	43
	16,000	430	31	62	63
	20,000	365	41	82	87
3700	S.L.	700	0	0	0
	4000	665	6	12	11
	8000	625	12	24	23
	12,000	580	19	37	37
	16,000	525	26	52	53
	20,000	460	34	68	72
3400	S.L.	810	0	0	0
	4000	775	5	10	9
	8000	735	10	21	20
	12,000	690	16	32	31
	16,000	635	22	44	45
	20,000	565	29	57	61

首先，查找图表第一栏中给定的重量 3400。移到压力高度栏来查找海平面高度数字。在海平面，其数字为 0。下一步，看一下和巡航高度 8000 英尺对应的行。通常的，飞行员会从另一组数据减去这两组数字，但是假设的事实海平面读数为 0，可以知道从海平面爬升到 8000 英尺需要的时间为 10 分钟。也可以知道会使用 21 磅燃油且爬升期间前进 20 海里。然而，温度是 22 摄氏度，它比标准温度 15 度高出 7 摄氏度。这个图表的说明部分提示我们的结果必须对标准温度之上每 7 度增加 10%。结果乘以 10%(10X10%=1)等于 1。1+10=11。在考虑额外的 10%之后，结果应该是 11 分钟，23.1 磅燃油，距离为 22 海里。请注意报告的燃油是以磅为单位的，而不是加仑。航空燃油为每加仑 6 磅，因此 23.1 磅的燃油等于 3.85 加仑的燃油。(23.1/6=3.85)

下一个例子是巡航和航程性能图表。这种图表是设计用于计算特定巡航设定下的真空速，燃油消耗，续航小时数，和航程英里数。使用图 9-28 来计算给定条件下的巡航和航程性能。

示例问题 6

压力高度..5000 英尺

RPM..2400rpm
燃油装载量...38 加仑，没有储备燃油

Gross Weight- 2300 Lbs.
Standard Conditions
Zero Wind Lean Mixture

NOTE: Maximum cruise is normally limited to 75% power.

ALT.	RPM	% BHP	TAS MPH	GAL/ HOUR	38 GAL (NO RESERVE)		48 GAL (NO RESERVE)	
					ENDR. HOURS	RANGE MILES	ENDR. HOURS	RANGE MILES
2500	2700	86	134	9.7	3.9	525	4.9	660
	2600	79	129	8.6	4.4	570	5.6	720
	2500	72	123	7.8	4.9	600	6.2	760
	2400	65	117	7.2	5.3	620	6.7	780
	2300	58	111	6.7	5.7	630	7.2	795
	2200	52	103	6.3	6.1	625	7.7	790
5000	2700	82	134	9.0	4.2	565	5.3	710
	2600	75	128	8.1	4.7	600	5.9	760
	2500	68	122	7.4	5.1	625	6.4	790
	2400	61	116	6.9	5.5	635	6.9	805
	2300	55	108	6.5	5.9	635	7.4	805
	2200	49	100	6.0	6.3	630	7.9	795
7500	2700	78	133	8.4	4.5	600	5.7	755
	2600	71	127	7.7	4.9	625	6.2	790
	2500	64	121	7.1	5.3	645	6.7	810
	2400	58	113	6.7	5.7	645	7.2	820
	2300	52	105	6.2	6.1	640	7.7	810
10,000	2650	70	129	7.6	5.0	640	6.3	810
	2600	67	125	7.3	5.2	650	6.5	820
	2500	61	118	6.9	5.5	655	7.0	830
	2400	55	110	6.4	5.9	650	7.5	825
	2300	49	100	6.0	6.3	635	8.0	800

查找图表左边第一栏的压力高度 5000 英尺。接着在第二栏找转速 2400 的设定。顺着这行可以读出真空速 TAS 为 116mph，燃油消耗量是 6.9 加仑每小时。按照这个例子，飞机装载了 38 加仑的燃油，在这栏下可以看到续航小时为 5.5 小时，航程英里数为 635 英里。

计划越野飞行时巡航功率设定表是很有用的。这个表格会给出正确的巡航功率设定和燃油流量以及在那个高度和空速下的空速性能数值。

示例问题 7

巡航时的压力高度..6000 英尺
OAT...36 华氏度

CRUISE POWER SETTINGS

65% MAXIMUM CONTINUOUS POWER (OR FULL THROTTLE)
2800 POUNDS

ISA -20 °C (-36 °F)

PRESS ALT.	IOAT		ENGINE SPEED	MAN. PRESS	FUEL FLOW PER ENGINE		TAS	
FEET	°F	°C	RPM	IN HG	PSI	GPH	KTS	MPH
SL	27	-3	2450	20.7	6.6	11.5	147	169
2000	19	-7	2450	20.4	6.6	11.5	149	171
4000	12	-11	2450	20.1	6.6	11.5	152	175
6000	5	-15	2450	19.8	6.6	11.5	155	178
8000	-2	-19	2450	19.5	6.6	11.5	157	181
10000	-8	-22	2450	19.2	6.6	11.5	160	184
12000	-15	-26	2450	18.8	6.4	11.3	162	186
14000	-22	-30	2450	17.4	5.8	10.5	159	183
16000	-29	-34	2450	16.1	5.3	9.7	156	180

STANDARD DAY (ISA)

PRESS ALT.	IOAT		ENGINE SPEED	MAN. PRESS	FUEL FLOW PER ENGINE		TAS	
FEET	°F	°C	RPM	IN HG	PSI	GPH	KTS	MPH
SL	63	17	2450	21.2	6.6	11.5	150	173
2000	55	13	2450	21.0	6.6	11.5	153	176
4000	48	9	2450	20.7	6.6	11.5	156	180
6000	41	5	2450	20.4	6.6	11.5	158	182
8000	36	2	2450	20.2	6.6	11.5	161	185
10000	28	-2	2450	19.9	6.6	11.5	163	188
12000	21	-6	2450	18.8	6.1	10.9	163	188
14000	14	-10	2450	17.4	5.6	10.1	160	184
16000	7	-14	2450	16.1	5.1	9.4	156	180

ISA +20 °C (+36 °F)

PRESS ALT.	IOAT		ENGINE SPEED	MAN. PRESS	FUEL FLOW PER ENGINE		TAS	
FEET	°F	°C	RPM	IN HG	PSI	GPH	KTS	MPH
SL	99	37	2450	21.8	6.6	11.5	153	176
2000	91	33	2450	21.5	6.6	11.5	156	180
4000	84	29	2450	21.3	6.6	11.5	159	183
6000	79	26	2450	21.0	6.6	11.5	161	185
8000	72	22	2450	20.8	6.6	11.5	164	189
10000	64	18	2450	20.3	6.5	11.4	166	191
12000	57	14	2450	18.8	5.9	10.6	163	188
14000	50	10	2450	17.4	5.4	9.8	160	184
16000	43	6	2450	16.1	4.9	9.1	155	178

NOTES: 1. Full throttle manifold pressure settings are approximate.
2. Shaded area represents operation with full throttle.

Figure 9-29. Cruise power setting table.

这个问题要参考图 9-29。首先，在表格的左侧找出压力高度 6000 英尺。顺着这行到表格的右侧的 20 摄氏度(或 36 华氏度)栏。在 6000 英尺，转速设定为 2450 将维持 65%的连续功率，进气压力比读数为 21.0 英寸汞柱，燃油流量为 11.5 加仑每小时，空速为 161 节。

另一种巡航图是最佳功率混合航程图。这个图表基于功率设定和高度给出最佳航程。使用图 9-30，根据提供的条件查找 65%功率且没有储备燃油时的航程。

示例问题 8

OAT...标准温度
压力高度...5000 英尺

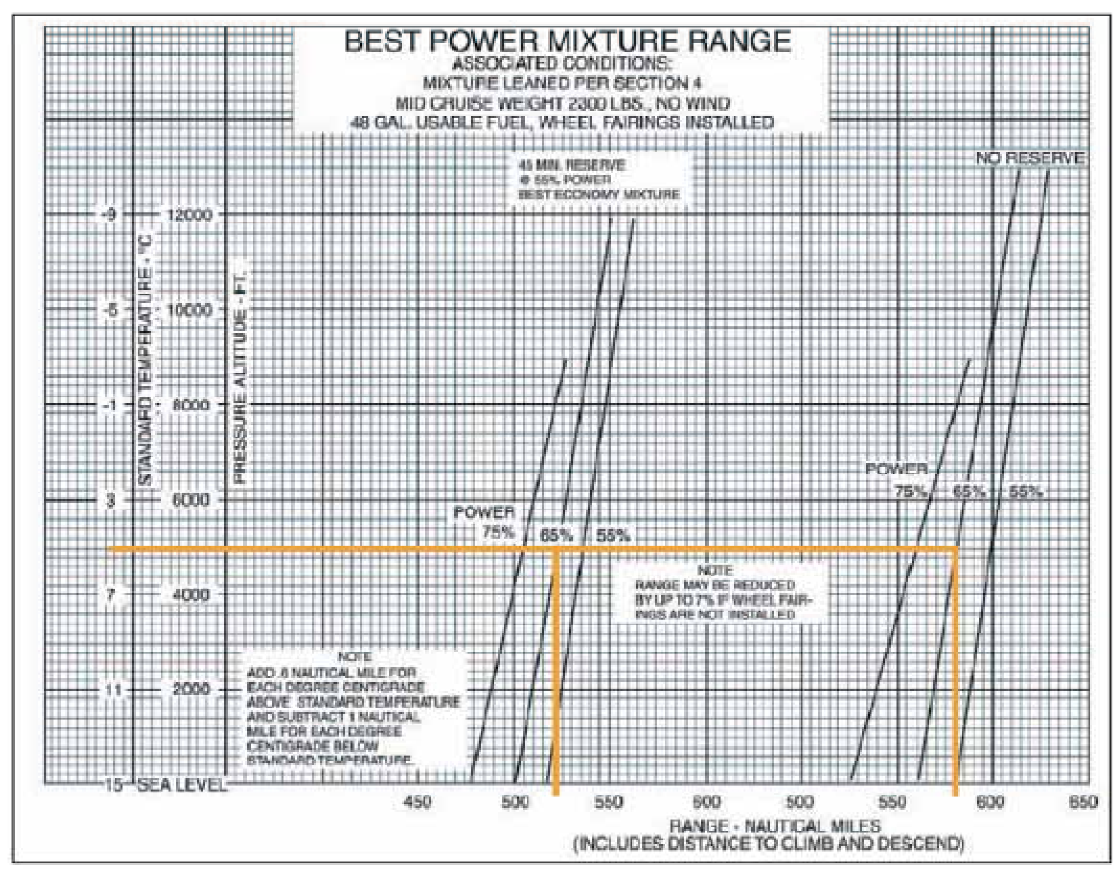


Figure 9-30. Best power mixture range graph.

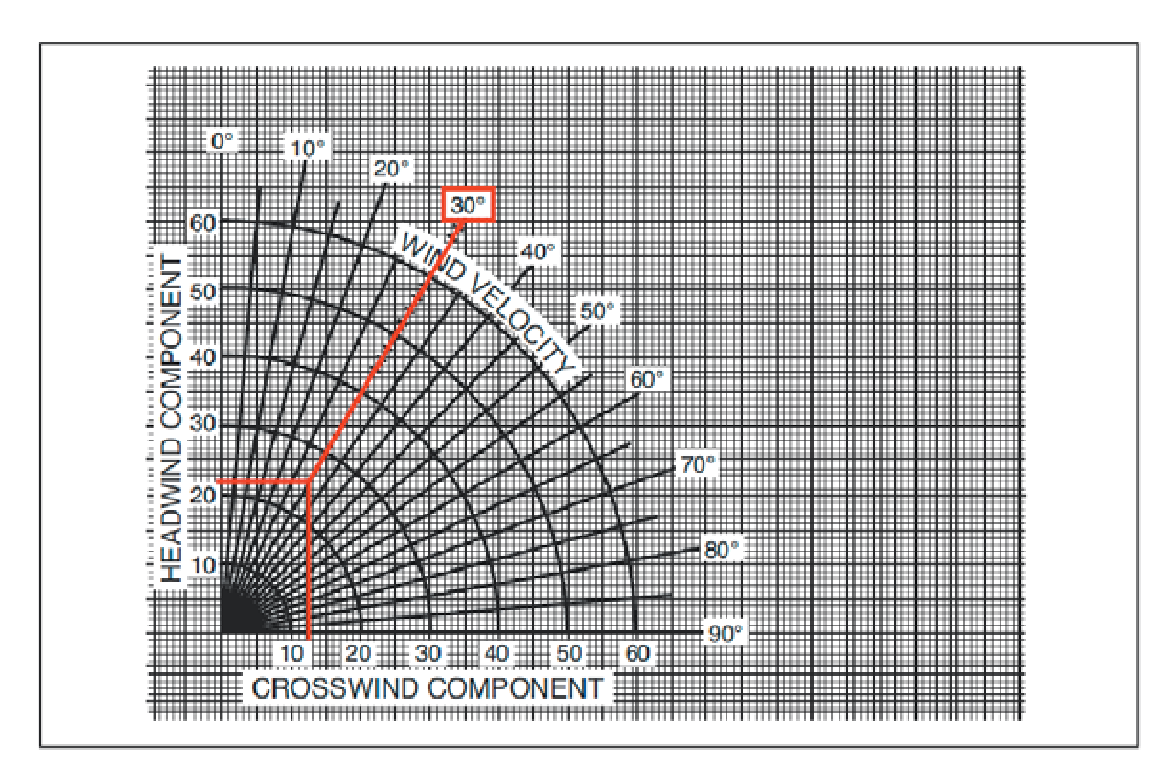
首先，到图表的左侧 5000 英尺和标准温度线位置。顺着这个位置划线到右侧和有储备及无储备条件下的 65%功率设定线相交。从两个交点划垂直线到图表的底部。在有储备燃油是的 65%功率的航程大约是 522 英里。无储备燃油是 65%功率的航程应该是 581 英里。

侧风和迎风分量图

每一架飞机在认证前都是根据 FAA 法规测试过的。飞机是由一般驾驶技能的飞行员在 90 度侧风风速达到 0.2Vso 或者停车，襟翼和起落架都放下时的十分之二飞机失速速度条件下测试的。这就意味着如果飞机的失速速度是 45 节，那么它必须能够在 9 节 90 度侧风速时着陆。最大的示范的侧风分量出版在飞机飞行手册/飞行员操作手册中。侧风和迎风分量图用来计算任何给定风向和风速时的迎风和侧风分量。

示例问题 10

跑道......................................17
风...................................... 140 度 25 节



参考图 9-23 来解决这个问题。首先，确定跑道和风向之间有多少角度偏差。已知跑道 17 是表示 170 度方向，减去风向 140 度，结果是 30 度偏差。这就是风的角度。下一步，找到 30 度标记从那里划一条线直到和正确的风速 25 节相交。从交点划一条垂直线和横线。迎风分量是 22 节，侧风分量为 13 节。这个信息在起飞和着陆是非常有用，首要的是，如果特定的机场有多个跑道可以选择的话，要选择合适的跑道而不至于使飞机超出它的测试限制。

着陆图表

着陆性能受到和影响起飞性能类似的变量影响。补偿密度高度，飞机重量和迎风是有必要的。就像起飞性能图，着陆距离信息包含正常着陆信息和飞越 50 英尺障碍物的着陆距离。照例，阅读相关的条件和说明来确定图表信息的基础。记住，当计算着陆距离时着陆重量会不同于起飞重量。重量必须重新计算来补偿飞行期间使用的燃油量。

示例问题 11
压力高度..1250 英尺
温度..标准温度(15 摄氏度)

LANDING DISTANCE — FLAPS LOWERED TO 40° - POWER OFF, HARD SURFACE RUNWAY - ZERO WIND

GROSS WEIGHT LB	APPROACH SPEED IAS, MPH	AT SEA LEVEL & 59 °F		AT 2500 FT & 50 °F		AT 5000 FT & 41 °F		AT 7500 FT & 32 °F	
		GROUND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GROUND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GROUND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GROUND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS
1600	60	445	1075	470	1135	495	1195	520	1255

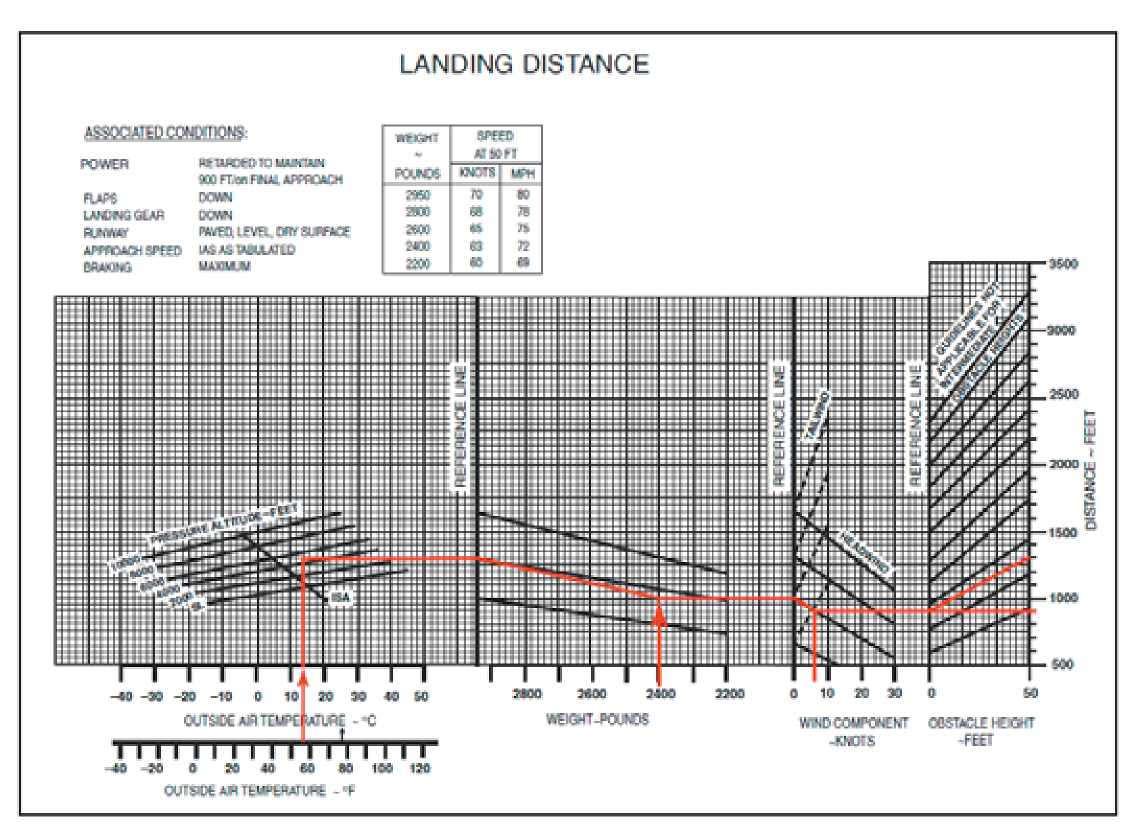
NOTES: 1. Decrease the distances shown by 10% for each 4 knots of headwind.
2. Increase the distance by 10% for each 60 °F temperature increase above standard.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances (both "ground roll" and "total to clear 50 ft obstacle") by 20% of the "total to clear 50 ft obstacle" figure.

参考图 9-33。这个例子使用了着陆距离表格。注意到 1250 英尺的高度不在这个表格上。

因此必须使用插值法来找到正确的着陆距离。压力高度 1250 英尺是海平面和 2500 英尺高度之间的一半。首先，找到海平面列和 2500 英尺列。把海平面的总距离 1075 英尺和 2500 英尺时的总距离 1135 英尺相加。结果除以 2 得到 1250 英尺时的距离。飞越 50 英尺障碍物的总距离是 1105((1135+1075)/2=1105)英尺。重复这个步骤来得到压力高度下的地面滑跑距离。地面滑跑距离应该是 457.5 英尺。

示例问题 12

OAT..57 华氏度
压力高度..4000 英尺
着陆重量..2400 磅
迎风..6 节
障碍物高度...50 英尺



使用给定的条件和图 9-34 来计算飞机的着陆距离。这个图表是一个复合着陆距离图的例子，允许补偿温度，重量和迎风，顺风以及变化的障碍物高度。从查找图表左侧的华氏度刻度上正确的 OAT 开始。直线向上到 4000 英尺压力高度线。从这个交点横向移动到第一个黑色参考线。顺着线条的相同斜向知道正确的着陆重量。在 2400 磅，继续横向直线到第二个黑色参考线。再次的，以斜向划一条线到正确的风分量，然后划横线到第三根黑色参考线。从这点，向两个方向划直线：一根横向确定地面滑跑距离，另一根斜线到正确的障碍物高度。这应该是 900 英尺总滑跑距离，飞越 50 英尺障碍物的总距离是 1300 英尺。

失速速度性能图表

失速性能图是设计用于把握飞机在给定配置下要发生失速的速度。这种图表典型的会考虑倾斜角，起落架和襟翼的位置，和油门位置。使用图 9-35 和随附的条件来查找飞机将要失速

的速度。

示例问题 13

功率......................................停车
襟翼.....................................放下
起落架...................................放下
倾斜角...................................45 度

GROSS WEIGHT 2750 LBS		ANGLE OF BANK			
		LEVEL	30°	45°	60°
POWER		GEAR AND FLAPS UP			
ON	MPH KTS	62 54	67 58	74 64	88 76
OFF	MPH KTS	75 65	81 70	89 77	106 92
		GEAR AND FLAPS DOWN			
ON	MPH KTS	54 47	58 50	64 56	76 66
OFF	MPH KTS	66 57	71 62	78 68	93 81

首先找出正确的襟翼和起落架设定。由于起落架和襟翼是放下的，所以要使用图表的下半部分。下一步，选择对应于停车状态的行。现在可以发现正确的倾斜角栏，即 45 度倾斜角。失速速度是 78 英里每小时，或者 68 节。

性能图为飞行员提供了有价值的信息。要好好利用这些图表。飞行员可以计算飞机在大多数飞行条件下的性能，这使得可以更好的计划每次的飞行。联邦法规全书(CFR)要求飞行员在任何飞行前要熟悉所有可用的信息。飞行员应该使用对飞行安全有帮助的信息。

运输类飞机性能

运输类飞机根据联邦法规全书 14 章(14 CFR)的第 25 部得到认证。第 25 部的适航证书标

准要求这些飞机有已被证实的性能水平和担保的安全余量,而不管它们所遵守的特定运行规章。

运输类对非运输类性能要求的主要差别

- 完全的温度可说明性
  运输类飞机的所有性能图表要求起飞和爬升性能在考虑的全部温度影响下计算的。
- 爬升性能以爬升的百分比斜率表示
  运输类飞机的爬升性能表示为爬升的百分比斜率而不是以英尺每分钟爬升的数字计算。这个爬升的百分比斜率是性能的更加实用的表达方式,因为飞机的爬升角在障碍物间隔条件下是关键的。
- 升空技术的改变
  运输类飞机的升空技术允许在飞机升空后到达 V2(起飞安全速度)。这之所以可能是因为这些飞机上的发动机有优良的加速能力和可靠性特性，也因为有更大的剩余功率。
- 性能要求适用于所有飞行阶段
  FAA 认证的所有运输类飞机，不管其他大小，必须按照一致的性能标准运行。这适用于商业运行和非商业运行。

性能要求

运输类飞机必须满足的性能要求如下：

起飞

- 起飞速度
- 要求的起飞跑道
- 要求的起飞爬升
- 障碍物间隔要求

着陆

- 着陆速度
- 要求的着陆跑道
- 要求的着陆爬升

起飞计划

下面是影响运输类飞机起飞性能的速度。飞行机组人员必须彻底的熟悉这些速度的每一个，以及它们在起飞计划中是如何使用的。

速度	定义
V_S	失速速度，或者飞机可控条件下的最小稳定飞行速度。
V_{MCG}	地面上的最小控制速度，一个发动机不工作，(双方飞机上的关键发动机)，起飞功率在另一个发动机上，只使用空气动力学控制来作为方向控制。(必须小于 V1)
V_{MCA}	在空中的最小可控速度，一台发动机不工作，工作的发动机处于起飞功率，向好引擎最大倾斜 5 度
V_1	临界发动机故障速度或者决断速度。小于这个速度时引擎故障应该导致中断起飞；超过这个速度应该继续起飞滑跑。
V_R	这是飞机的抬前轮速度，开始进入起飞姿态。这个速度不能小于 V1 或者小于 1.05 倍 VMC。当一个引擎故障时，它也必须让飞机在跑道尽头 35 英尺高度上加速到 V2。
V_{LO}	升空速度。在这个速度时飞机开始升空。
V_2	起飞安全速度，在要求的跑道距离尽头 35 英尺高度必须达到这个速度。这本质上是飞机的最佳单发动机不工作时爬升角速度，应该保持到起飞后飞越障碍物，或者保持到至少离地 400 英尺高度。
V_{FS}	结束段的爬升速度，它是给予单发动机不工作的爬升，没有设定(含义是起落架和襟翼都没有放下)，和最佳连续功率设定。

每次起飞时都应该考虑到上面的所有 V 速度。V_1,V_R,V_2 和 V_{FS} 速度应该贴在驾驶舱可以看到，以便起飞时参考。

起飞速度随飞机重量变化。起飞前的速度可以计算，飞行员必须首先确定最大允许起飞重量。可以限制起飞重量的三个因素是跑道要求，起飞爬升要求和障碍物间隔要求。

跑道要求

起飞的跑道要求会受下列因素影响：

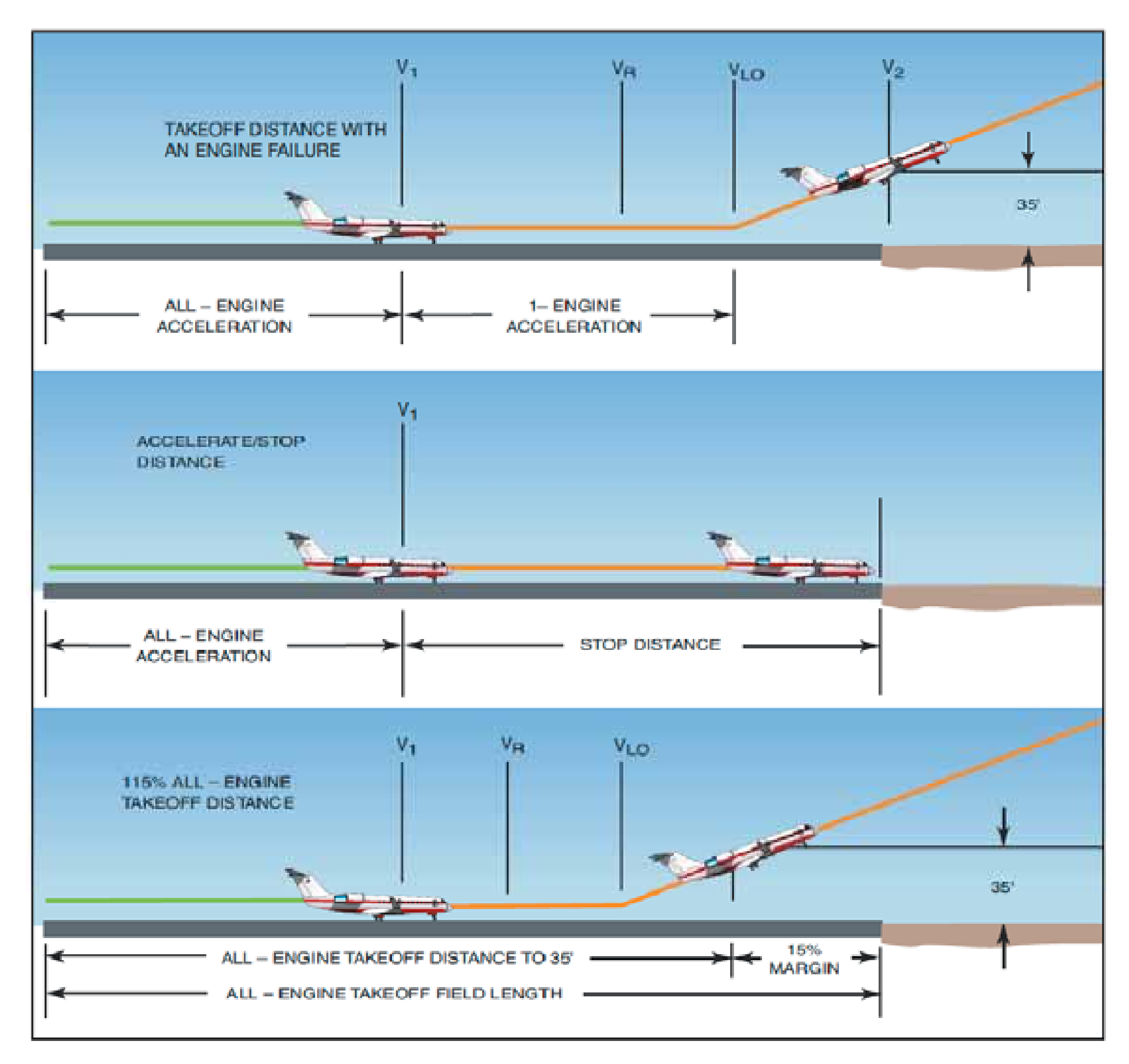
- 压力高度
- 温度
- 迎风分量
- 跑道倾斜度或斜坡
- 飞机重量

起飞要求的跑道必须基于在大多数临界点一台发动机失效的可能，即在 V_1(决断速度)。按照规章，飞机的起飞重量必须适应三个距离中最长的一个：

1. 加速跑(Accelerate-Go)距离
   所有发动机设定在起飞功率时加速到 V1 需要的距离，但是在 V1 时遇到一台发动机故障且继续用剩余的发动机起飞。要求的跑道包括爬升到 35 英尺高度要求的距离，在到达 35 英尺时刻必须达到 V_2 速度。
2. 加速停距离
   所有发动机设定在起飞功率时加速到 V1 需要的距离，在 V1 是遇到一台发动机故障，且中断起飞，且只用刹车动作来停下飞机(不考虑使用反推力)。
3. 起飞距离

所有发动机工作时完成起飞到 35 英尺高度要求的距离。必须比一台发动机不工作时起飞要求的距离至少少 15%。这个距离通常不是一个限制因素，因为它通常少于单个发动机不工作时的起飞距离。

这三个要求的起飞跑道考虑在图 9-36 中表示。



平衡场地长度

大多数情况下，飞行员将使用要求的起飞跑道的性能图，它会给出"平衡场地长度"信息。这个意思是图上显示的起飞距离包含加速跑和加速停距离。表示常规起飞数据的一个有效方法表示在图 9-37 的表格图里。

TAKE-OFF RUNWAY REQUIREMENTS
Standard ISA Conditions
Cabin Pressurization ON
Zero slope runway
No Flaps – Anti-ice RAM air inlets OFF
Anti-skid ON
Distances – 100 feet (V_1 – KIAS)

TAKE-OFF GROSS WT. AT BRAKE RELEASE	TEMP		PRESSURE ALTITUDE – FEET							Head-wind (Knots)
	°F	°C	SEA LEVEL (V_1)	1000 (V_1)	2000 (V_1)	3000 (V_1)	4000 (V_1)	5000 (V_1)	6000 (V_1)	
19,612	30	-1.1	47 (121)	48 (121)	50 (120)	53 (121)	57 (122)	62 (123)	70 (123)	0
	50	10	48 (121)	51 (121)	55 (121)	60 (122)	63 (123)	69 (124)	77 (125)	
V_R = 126	70	21	53 (122)	56 (122)	60 (123)	65 (124)	70 (125)	77 (125)	85 (126)	
	90	32	58 (123)	62 (124)	68 (124)	73 (125)	78 (126)	85 (127)	95 (129)	
V_2 = 134	30	-1.1	43 (121)	43 (121)	45 (120)	48 (121)	52 (122)	56 (123)	64 (123)	20
	50	10	43 (121)	46 (121)	50 (121)	55 (122)	57 (123)	63 (124)	70 (125)	
	70	21	48 (122)	51 (122)	55 (123)	59 (124)	63 (125)	70 (125)	77 (126)	
	90	32	53 (123)	57 (124)	62 (124)	66 (125)	71 (126)	77 (127)	85 (129)	
19,000	30	-1.1	45 (118)	45 (118)	47 (117)	50 (118)	54 (119)	59 (120)	66 (120)	0
	50	10	46 (118)	48 (118)	51 (118)	56 (119)	59 (120)	65 (121)	73 (121)	
V_R = 124	70	21	50 (118)	53 (119)	57 (120)	66 (121)	66 (121)	72 (122)	80 (123)	
	90	32	55 (120)	59 (121)	64 (121)	73 (122)	73 (123)	80 (124)	90 (124)	
V_2 = 131	30	-1.1	40 (118)	41 (118)	43 (117)	45 (118)	49 (119)	54 (120)	60 (120)	20
	50	10	42 (118)	44 (118)	46 (118)	51 (119)	54 (120)	59 (121)	66 (121)	
	70	21	45 (118)	48 (119)	52 (120)	56 (121)	60 (121)	65 (122)	72 (123)	
	90	32	50 (120)	54 (121)	58 (121)	63 (122)	66 (123)	73 (124)	81 (124)	
18,000	30	-1.1	40 (114)	41 (114)	42 (113)	45 (113)	49 (114)	53 (115)	60 (115)	0
	50	10	41 (115)	43 (114)	46 (114)	50 (115)	53 (115)	59 (116)	66 (117)	
V_R = 119	70	21	45 (114)	48 (115)	51 (115)	56 (116)	59 (116)	65 (116)	72 (117)	
	90	32	50 (115)	53 (116)	58 (116)	62 (117)	66 (118)	73 (118)	80 (119)	
V_2 = 127	30	-1.1	36 (114)	37 (114)	38 (113)	41 (113)	45 (114)	48 (115)	54 (115)	20
	50	10	37 (115)	39 (114)	42 (114)	46 (115)	48 (115)	54 (116)	60 (117)	
	70	21	41 (114)	44 (115)	46 (115)	51 (116)	56 (116)	59 (116)	65 (117)	
	90	32	46 (115)	48 (116)	53 (116)	56 (117)	60 (118)	66 (118)	73 (119)	
17,000	30	-1.1	36 (108)	37 (108)	38 (107)	40 (108)	44 (109)	48 (110)	53 (111)	0
	50	10	37 (110)	39 (108)	41 (109)	45 (110)	48 (110)	53 (111)	59 (112)	
V_R = 115	70	21	40 (108)	43 (110)	46 (111)	50 (111)	53 (112)	58 (111)	65 (113)	
	90	32	45 (111)	46 (112)	52 (112)	56 (113)	59 (114)	65 (114)	72 (114)	
V_2 = 124	30	-1.1	32 (108)	33 (108)	34 (107)	36 (108)	40 (109)	44 (110)	48 (111)	20
	50	10	34 (110)	35 (108)	37 (109)	41 (110)	44 (110)	48 (111)	54 (112)	
	70	21	36 (108)	39 (110)	42 (111)	45 (111)	48 (112)	53 (111)	59 (113)	
	90	32	41 (111)	44 (112)	47 (112)	51 (113)	54 (114)	59 (114)	65 (114)	
16,000	30	-1.1	32 (104)	33 (103)	34 (103)	36 (103)	39 (105)	43 (106)	48 (106)	0
	50	10	34 (105)	35 (103)	37 (104)	41 (105)	43 (106)	47 (107)	53 (107)	
V_R = 111	70	21	36 (104)	38 (105)	41 (105)	45 (106)	48 (107)	52 (107)	58 (108)	
	90	32	41 (106)	43 (107)	46 (107)	50 (108)	53 (108)	58 (109)	64 (110)	
V_2 = 120	30	-1.1	29 (104)	30 (103)	31 (103)	32 (103)	35 (105)	39 (106)	44 (106)	20
	50	10	31 (105)	32 (103)	33 (104)	37 (105)	39 (106)	43 (107)	48 (107)	
	70	21	32 (104)	34 (105)	37 (105)	41 (106)	44 (107)	47 (107)	53 (108)	
	90	32	37 (106)	39 (107)	42 (107)	45 (108)	48 (108)	53 (109)	58 (110)	
15,000	30	-1.1	28 (98)	30 (98)	30 (98)	32 (98)	35 (99)	38 (101)	42 (101)	0
	50	10	30 (100)	31 (98)	33 (99)	36 (100)	38 (101)	42 (102)	46 (102)	
V_R = 106	70	21	32 (99)	34 (100)	37 (101)	40 (102)	42 (102)	46 (102)	51 (103)	
	90	32	36 (101)	38 (102)	41 (102)	44 (103)	47 (104)	51 (104)	56 (105)	
V_2 = 116	30	-1.1	25 (98)	27 (98)	27 (98)	29 (98)	32 (99)	34 (101)	38 (101)	20
	50	10	27 (100)	29 (98)	30 (99)	32 (100)	34 (101)	38 (102)	42 (102)	
	70	21	29 (99)	31 (100)	33 (101)	36 (102)	38 (102)	42 (102)	46 (103)	
	90	32	32 (101)	34 (102)	37 (102)	40 (103)	43 (104)	46 (104)	51 (105)	

Note: Shaded area indicates conditions that do not meet second segment climb requirements.
Refer to F.M. for takeoff limitations.

图 9-37 中的图表显示了正常条件下要求的药品距离，且作为标准起飞的快速参考也很有用。不同重量和条件下的 V 速度也显示了。

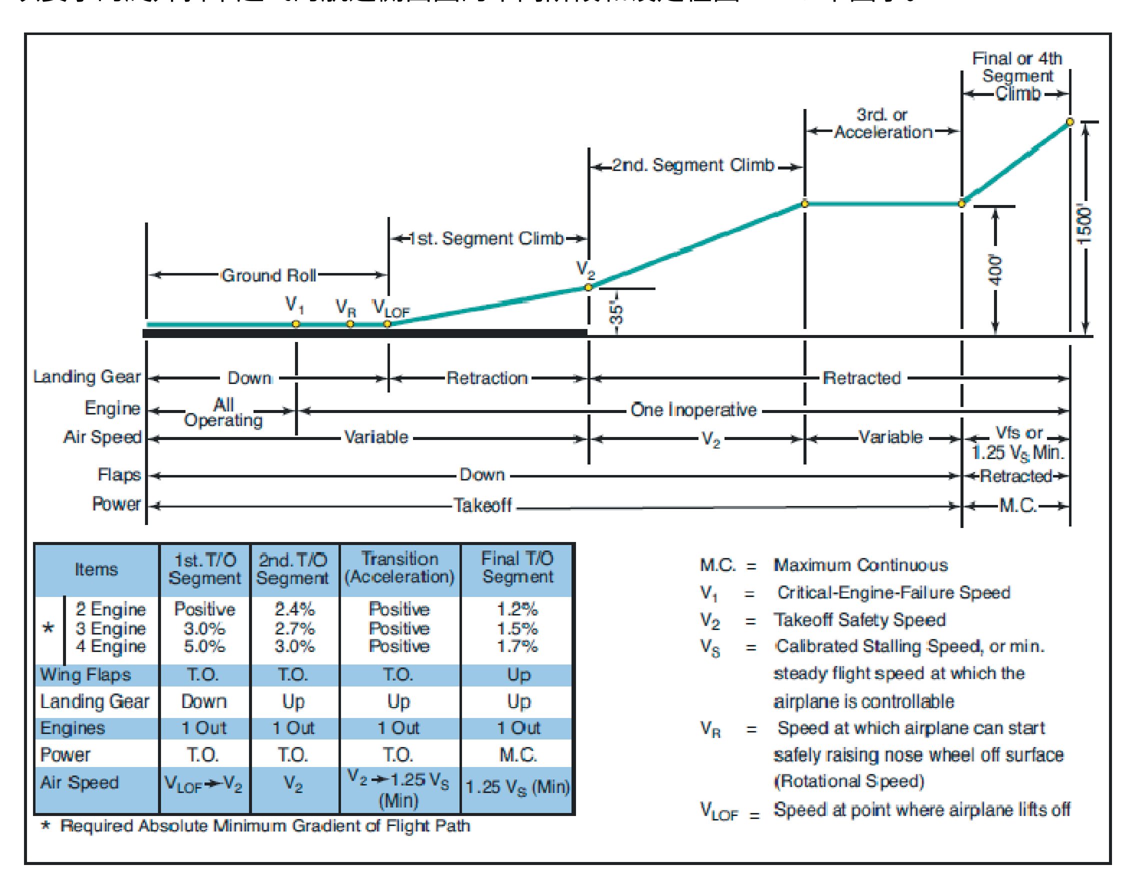
对于非常规起飞条件，例如发动机防冰，刹车防滑不工作了，或者极端温度或者跑道有斜坡，飞行员应该参考飞机飞行手册中性能部分合适的起飞性能图。

有其他的时候如非常高的重量和温度，那里的跑道要求可能由影响飞机停止能力的最大刹车动能限制而规定。在这些条件下，加速停止距离可能大于加速跑距离。使性能恢复到平衡场地起飞条件的程序是限制 V_1 速度使它不超过最大刹车动能速度(有时称为 VBE)。这个程序也会导致允许起飞重量的降低。

爬升要求

在一个发动机不工作的条件下飞机到达 35 英尺高度后，有一个要求即飞机能够以指定的爬升斜率爬升。这称为起飞航迹要求。必须基于一个发动机不工作爬升到离地 1500 英尺高度来考虑飞机的性能。

以要求的爬升斜率起飞的航迹侧面图的不同阶段和设定在图 9-38 中图示。



Items		1st. T/O Segment	2nd. T/O Segment	Transition (Acceleration)	Final T/O Segment
*	2 Engine	Positive	2.4%	Positive	1.2%
	3 Engine	3.0%	2.7%	Positive	1.5%
	4 Engine	5.0%	3.0%	Positive	1.7%
Wing Flaps		T.O.	T.O.	T.O.	Up
Landing Gear		Down	Up	Up	Up
Engines		1 Out	1 Out	1 Out	1 Out
Power		T.O.	T.O.	T.O.	M.C.
Air Speed		$V_{LOF} \rightarrow V_2$	V_2	$V_2 \rightarrow 1.25\ V_S$ (Min)	$1.25\ V_S$ (Min)

* Required Absolute Minimum Gradient of Flight Path

说明：爬升斜率最好表示为给定水平距离的垂直高度增加量。例如，2.4%的斜率意思是地面水平距离每前进 1000 英尺则高度增加 24 英尺。

下面的对单发动机不工作时的爬升侧面图的简要解释对于理解图 9-38 的图表会有所帮助。

第一节

这一阶段包含在要求的起飞跑道图中，从飞机升空点测量到跑道端点 35 英尺高度时的距离。最初的速度是 V_{LO}，在 35 英尺高度的时候必须达到 V_2。

第二节

这是侧面图中最关键的一段。第二段是从 35 英尺高度爬升到离地 400 英尺高度。工作的发动机以全部起飞功率爬升，爬升速度为 V2，且襟翼设定在起飞设定位置。这段要求的爬

升斜率对双发飞机是 2.4%，三发飞机是 2.7%，四发飞机是 3.0%。

第三或者加速节

在这一段，飞机要维持离地 400 英尺以上，在继续爬升概貌之前从 V_2 加速到 V_{FS} 速度。襟翼在加速节的开始收起，功率尽可能长的维持在起飞设定(最大 5 分钟)。

第四或者最后节

这阶段从 400 英尺到地面以上 1500 英尺高度，功率设定在最大连续功率。这阶段要求的爬升对双发飞机是 1.2%的爬升斜率，对三发飞机是 1.55%，对四发飞机是 1.7%。

第二节爬升限制

从 35 英尺到 400 英尺的第二节爬升要求是爬升阶段中最严格的(或者最难以满足的)。飞行员必须确保每次起飞都能满足第二节爬升。为了在较高的密度高度条件下获得这个性能，可能必须限制飞机的起飞重量。

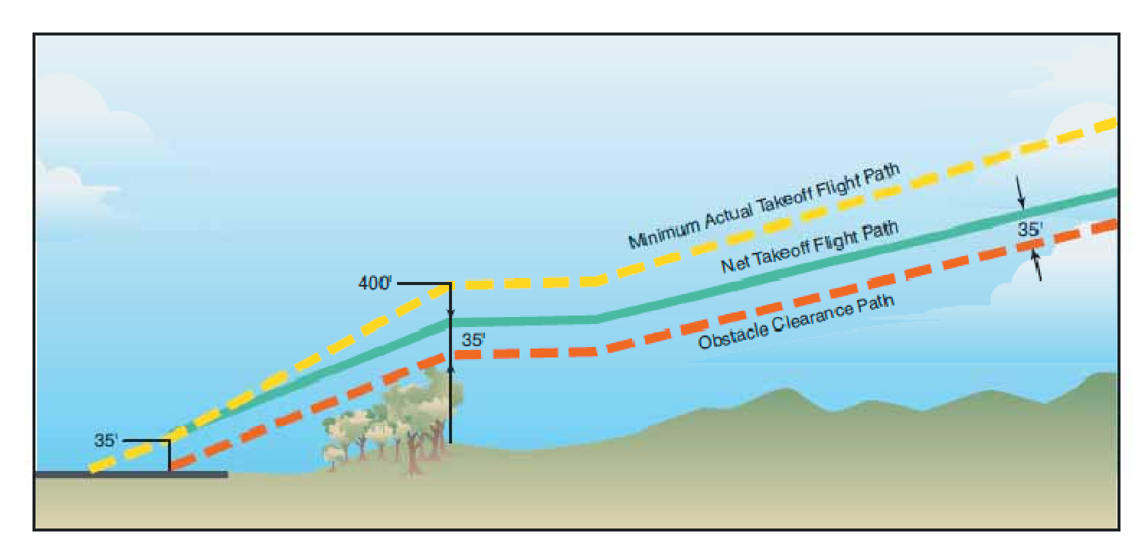
必须要理解的是，无论起飞跑道的实际可用长度是多少，必须调整起飞重量得以满足第二节爬升要求。一个发动机不工作时飞机可能能够升空，但是它还必须能够爬升和飞越障碍物。尽管在较低的海拔高度时第二节爬升可能不会表现出很大的问题，在更高海拔的机场和较高的温度时，计算要求的起飞跑道距离之前，应该参考第二节爬升图来计算对最大起飞重量的影响。

航空运输障碍物间隔要求

法规要求 1958 年 9 月 30 日以后认证的大型运输类涡轮机动力类飞机以一个重量起飞，能够使净起飞航迹(一个发动机不工作)飞越垂直高度至少 35 英尺的障碍物，或者机场边界内至少 200 英尺水平距离，通过边界后至少 300 英尺水平距离。起飞航迹被认为是从起飞距离端点的起飞地面之上 35 英尺处开始，延伸到起飞中飞机距离起飞地面 1500 英尺高的一点，或者在从起飞想航路配置的过渡已经完成的那一点。净起飞航迹是实际起飞航迹的每一点高度减去一定百分比，对于双发飞机为 0.8%，三发飞机为 0.9%，四发飞机为 1.0%。

因此航空运输飞行员不仅要负责确保跑道足够在一个发动机不工作起飞(平衡场地长度)使用，以及满足要求的爬升斜率的能力；他们还必须也确保飞机能够安全的飞越任何可能在起飞航迹上的障碍物。

净起飞航迹和要求的障碍物间隔如图 9-39 所示。



计算净起飞航迹性能的常规方法是合计每一个爬升阶段要求的总地面距离 和/或使用飞机飞行手册中的障碍物间隔性能图。尽管在正常使用的机场障碍物间隔要求很少是一个限制，但在临界条件时也经常是一个相当重要的考虑，例如较高的起飞重量和/或高密度高度。考虑以 2.4%的爬升斜率，增加 1500 英尺高度那么水平距离要前进 10.4 海里。

起飞要求小结

为了确定一架运输类飞机的允许起飞重量，在任何飞机场，必须考虑下列因素：

- 机场压力高度
- 温度
- 迎风分量
- 跑道长度
- 跑道坡度和倾斜度
- 航迹的障碍物

一旦知道上述的详细信息且应用于适当的性能图表，就有可能计算出最大允许起飞重量。这个重量就是下列条件允许的最大重量中的较低的一个：

- 要求的平衡场地长度
- 发动机不工作爬升能力(受限制的第二节)
- 障碍物间隔要求

在实践中，在低海拔机场起飞重量的限制通常是归于跑道长度限制；发动机不工作爬升限制高海拔机场的最常见限制。必须观察所有对重量的限制。由于飞机的燃油和载荷复合重量可能接近最大起飞重量的一半，降低燃油重量来满足起飞限制通常是可能的。然而，完成了这步，必须重新计算燃油和航程减少后的飞行计划。

着陆性能

和在起飞计划中一样，必须考虑着陆时的特定速度。这些速度如下所示：

水平状态

速度	定义
V_{SO}	着陆设定下的失速速度或者最小稳定飞行速度。
V_{REF}	着陆设定时失速速度的 1.3 倍。在跑道尽头 50 英尺高度要求这个速度。
进近爬升	进近爬升速度是在进近设定下能够得到最好爬升性能的速度，条件是一个发动机不工作，而运行的发动机设定在最大起飞功率。这个配置下要求的爬升斜率是对于双发飞机为 2.1%，三发飞机为 2.4%，四发飞机为 2.7%。
着陆爬升	这个速度在完全着陆设定下将得到最好的性能，且所有发动机设定为最大起飞功率。在这个配置要求的爬升斜率为 3.2%。

计划着陆

正如起飞一样，上面列出的起飞速度在着陆前应该先计算好，且两个飞行员都可以看到。V_{REF} 速度或者门限速度是用作整个起落航线的参考速度或者在下面例子中的仪表进近：

V_{REF} 加 30 节..三边或者程序转弯
V_{REF} 加 20 节..一边或者最终归航
V_{REF} 加 10 节..五边或者从最终定向归航(ILS 五边)
V_{REF}...跑道尽头 50 英尺高度的速度

着陆要求

飞机的最大着陆重量会被进近爬升要求或者可用的着陆跑道限制。

进近爬升要求

进近爬升通常比着陆爬升更是限制的(或者说更难以满足)，主要因为它基于一个发动机不工作时的执行复飞(missed approach)的能力。要求的爬升斜率会受到压力高度和温度的影响，以及正如起飞的第二节爬升中，飞机重量必须按需要进行限制以符合这个爬升要求。

要求的着陆跑道

着陆需要的跑道距离会受到下列因素的影响：

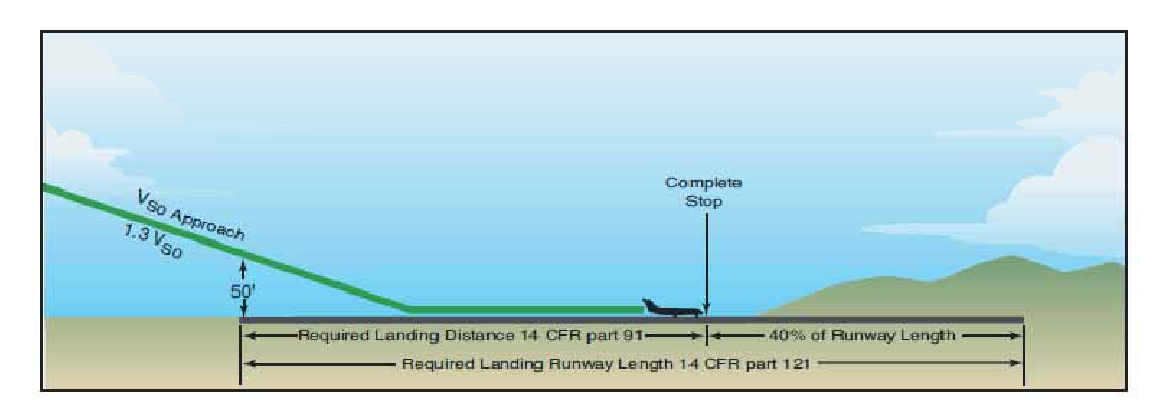
- 压力高度
- 温度
- 迎风分量
- 跑道斜率或坡度
- 飞机重量

在计算要求的着陆距离时，一些制造商没有把上面的所有数据包含在他们的图表中，因为规

章声明说只有压力高度，风和飞机重量必须考虑。图表按照防滑和不防滑条件提供，但是计算要求的着陆距离时不使用反推力。

规章要求的着陆距离是从跑道尽头 50 英尺高度着陆和完全停止所需要的距离。它包括从 50 英尺高度到接地点(可以假设跑道距离 1000 英尺)的空中行进距离，加上停下来的距离，且没有剩余的预留距离。这是 14CFR 第 91 部运营者(非航空运输公司)要求的全部，且全部显示在某个要求的着陆距离图上。

对于航空运输和其他商业运营者，他们受限于 14CFR 第 121 部，适用的一组不同的规则说明：从 50 英尺高度要求的着陆距离不能超过实际跑道可用长度的 60%。在所有情况下，50 英尺高度允许的最小空速必须不小于飞机在着陆设定下的失速速度的 1.3 倍。这个速度通常称为飞机的 VREF 速度，它随着陆重量而变化。图 9-40 是这些着陆跑道要求的图示。



着陆要求小结

为了确定一架运输类飞机的允许着陆重量，必须考虑下列详细数据：

- 机场压力高度
- 温度
- 迎风分量
- 跑道长度
- 跑道斜率或者坡度
- 跑道表明状况

有了这些详细数据，就可能确定最大允许着陆重量，它即下列限制的重量中较轻的一个:

- 着陆跑道要求
- 进近爬升要求

在实践中，进近爬升限制(进近设定时且一台发动机不工作的爬升能力)是很少遇到的，因为到达目的地机场时的着陆重量通常是变轻了。然而，正如起飞的第二阶段爬升的要求，这个进近爬升斜率必须满足，如果有必要的话必须限制着陆重量。最可能使进近爬升处于临界的条件是以大的重量和高压力高度和温度时的着陆，如果刚起飞不久就要求着陆那么会遇到这样的条件。

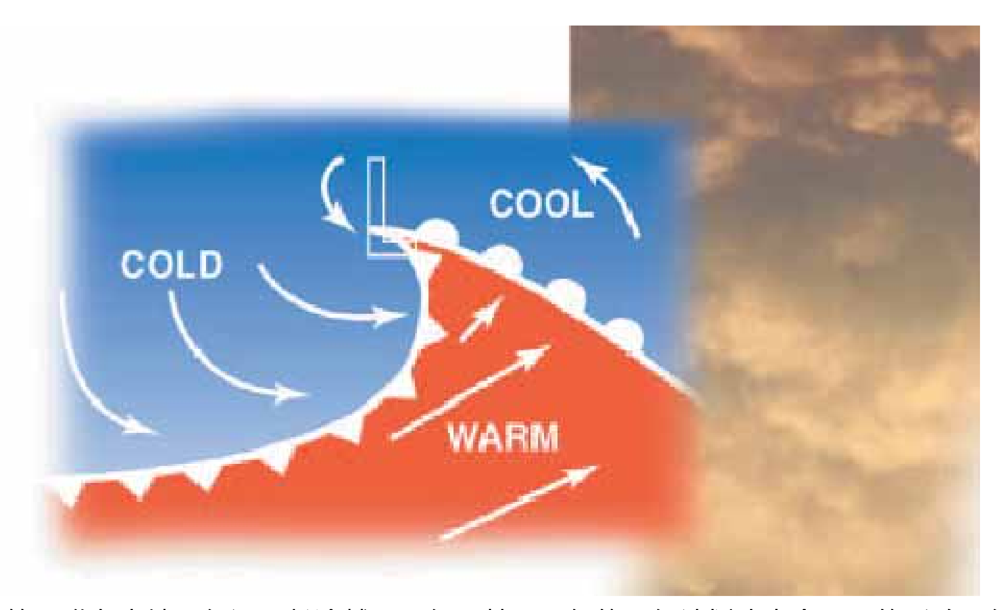
着陆场地要求比进近爬升限制更加频繁的限制一架飞机的允许着陆重量。然而除非跑道特别的短，这基本不成问题，因为在目的地的平均着陆重量由于燃油的消耗而很少达到最大设计

着陆重量。

性能图表样本

图 9-41 到图 9-62 是运输类飞机使用的性能图表。

第十章－天气理论



不管是准备本地飞行还是长途越野飞行，基于天气的飞行计划决定会明显的影响飞行安全。对天气理论扎实的理解为理解从飞行服务站气象专家和其他航空气象服务机构获得的报告和预报提供了必要的工具。

本章的目的是帮助飞行员学习天气理论背景知识，它是培养和天气有关的有效决断技能必须的。然而，需要着重说明的是经验是不可替代的。

大气特性

大气是包围地球的一层气体混合物。这层大气的覆盖为我们提供免受紫外线的保护，还用于维持这个星球上人类，动物和植物的生命。氮气占大气组成的 78%，而氧气则占据了 21%，氩气和二氧化碳，和微量的其他气体组成了余下的 1%。如图 10-1.

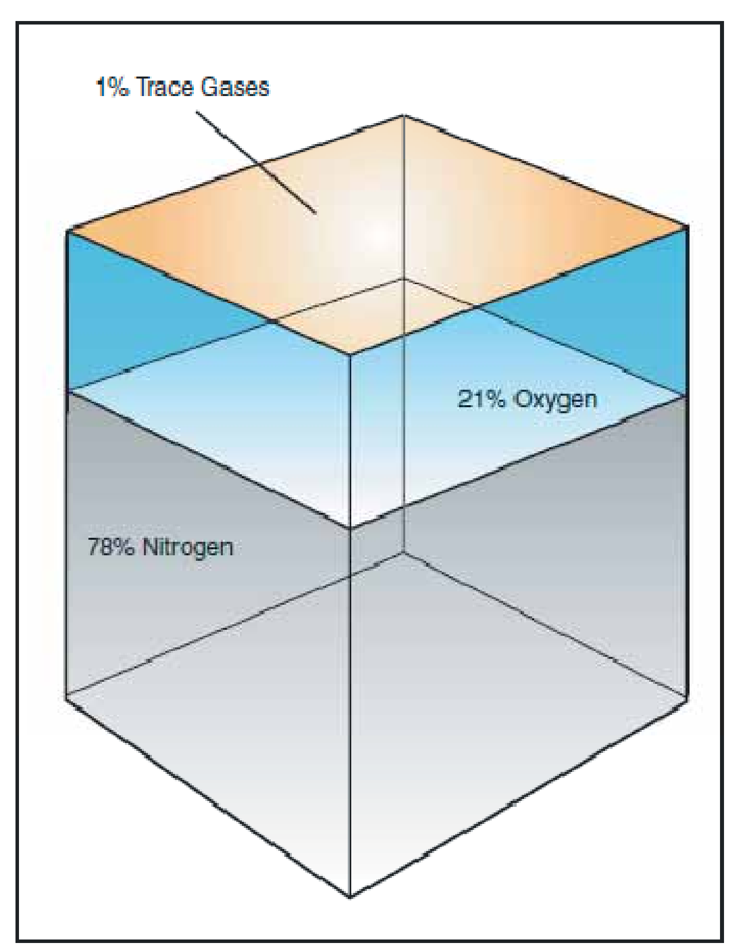


Figure 10-1. Composition of the atmosphere.

在这些大气的包围中，有几个可以识别的大气层，不仅是因为高度而定义的，也是由于各层的具体特性。如图 10-2

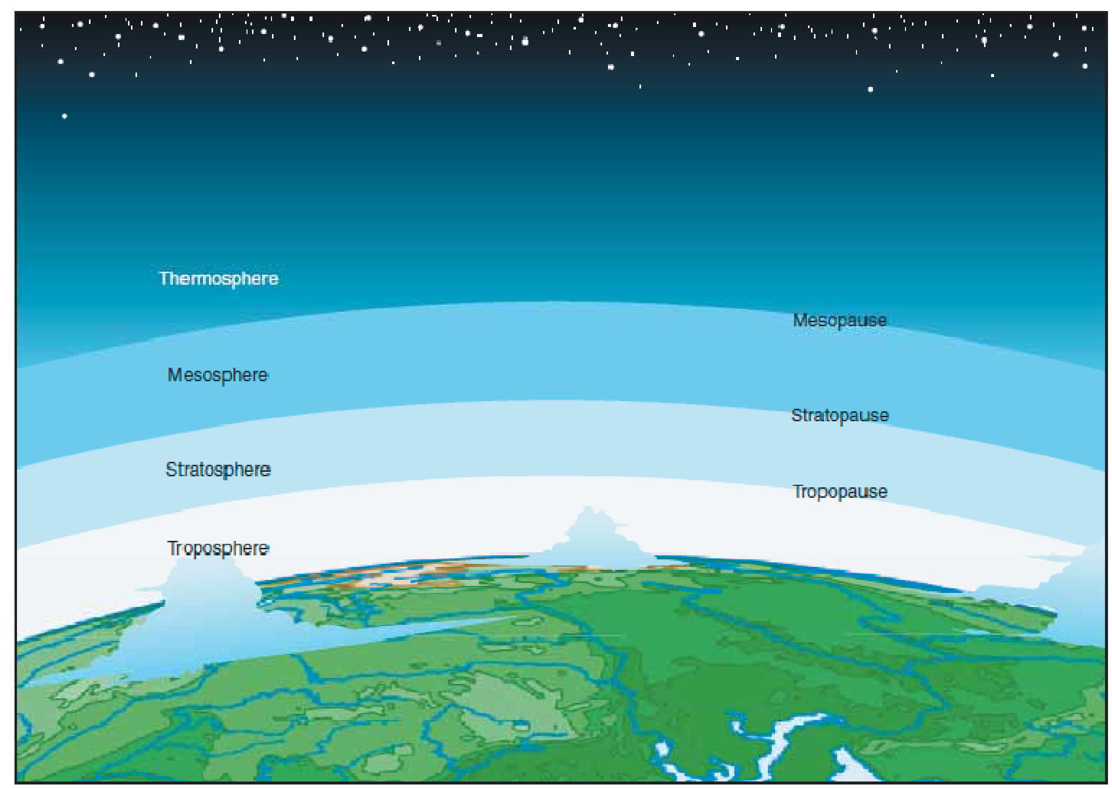


Figure 10-2. Layers of the atmosphere.

第一层称为对流层【根据纬度不同从地表延伸到 20000 英尺至 60000 英尺的大气层】，在北极和南极地区从海平面延伸到 20000 英尺(8 公里)，在赤道附近地区延伸到 48000 英尺(14.5 公里)。绝大多数的天气，云，暴风雨，和温度变化都发生在大气的这第一层。在对流层内，温度以高度每升高 1000 英尺 2 摄氏度的比率下降，而压力以每升高 1000 英尺 1 英寸的比率下降。在对流层的顶部是被称为对流层顶的边界，它阻止了对流层中的湿气和相关的天气。对流层顶的海拔高度随着纬度和一年中的季节而变化；因此它是呈椭圆形的，而不是圆形的。对流层顶的位置是重要的，因为它通常和射流(jetstream)以及可能的晴空乱流(clear air turbulence)的位置有关。

对流层顶之上的大气层是同温层【或叫平流层】，它从对流层顶延伸到大约 160000 英尺(50 公里)的高度。在这一层很少有天气现象，而且空气保持稳定。在平流层的顶部是另一个称为平流层顶的边界，它处于大约 160000 英尺的高度。就在这之上是中间层，它延伸到中间层顶边界大约 280000 英尺(85 公里)的高度。中间层的温度随着高度的增加而快速降低，可能冷到零下 90 摄氏度。大气的最后一层叫热层。它从中间层之上开始向外太空逐渐变得稀薄。

氧气和人体

如前面讨论过的，氮气和其他少量气体占大气的 78%，而剩余的 21%是支持生命的，即大气的氧气。在海平面高度，大气压力大的足够支持正常的生长，行动和生活。然而，在 18000 英尺，氧气的分压严重的降低到了对正常活动和人体功能不利影响的地步。事实上，在 10000 英尺以上一般人的反应开始变差，而对一些人则是低到 5000 英尺。对缺氧的生理反应是危险的，且以不用的方式影响人们。这些现象从轻度的定位障碍到完全不能定位，这依赖于身体的忍受能力和所在的高度。

通过使用辅助的氧气和机舱增压系统，飞行员可以飞行在更高的高度，克服缺氧的不利影响。

大气压力的重要性

在海平面，大气对地球施加的压力为每平方英寸 14.7 磅的力。这意思是从地球表面延伸到外部极限高度的一平方英寸空气柱，其重量大约为 14.7 磅。如图 10-3

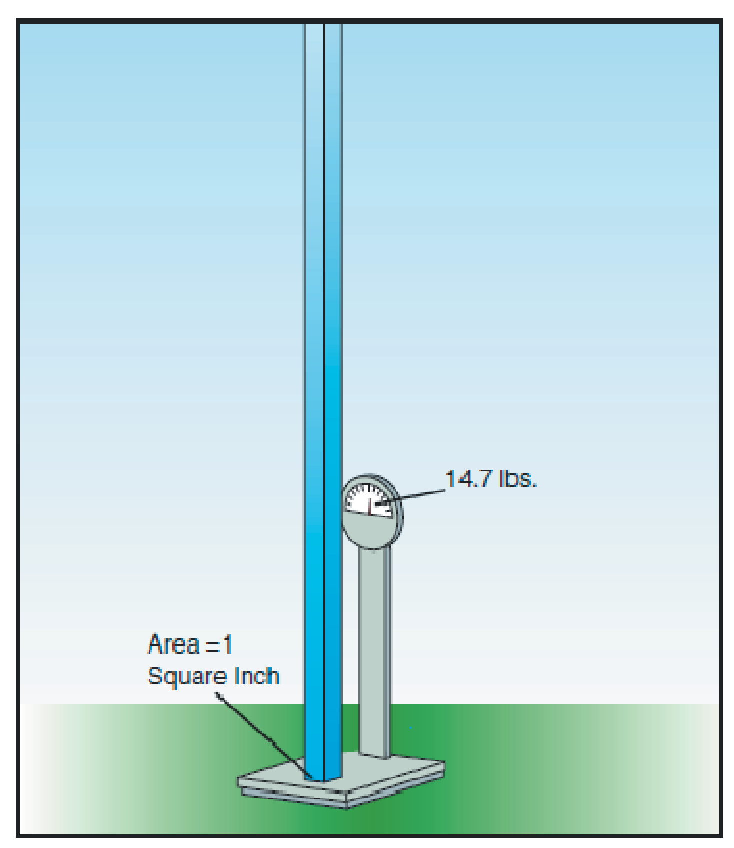


Figure 10-3. One square inch of atmosphere weighs approximately 14.7 pounds.

一个站在海平面上的人也会受到大气的压力；然而，这个压力不是一个向下的力，而是作用于整个皮肤表面的压力。

在一个给定地点和时间的实际压力会随着高度，温度，和空气密度而变化。这些条件也影响飞机的性能，特别和起飞，爬升率以及着陆有关。

大气压力的度量

大气的压力通常以水银气压计的英寸汞柱(in.Hg)来度量。如图 10-4。

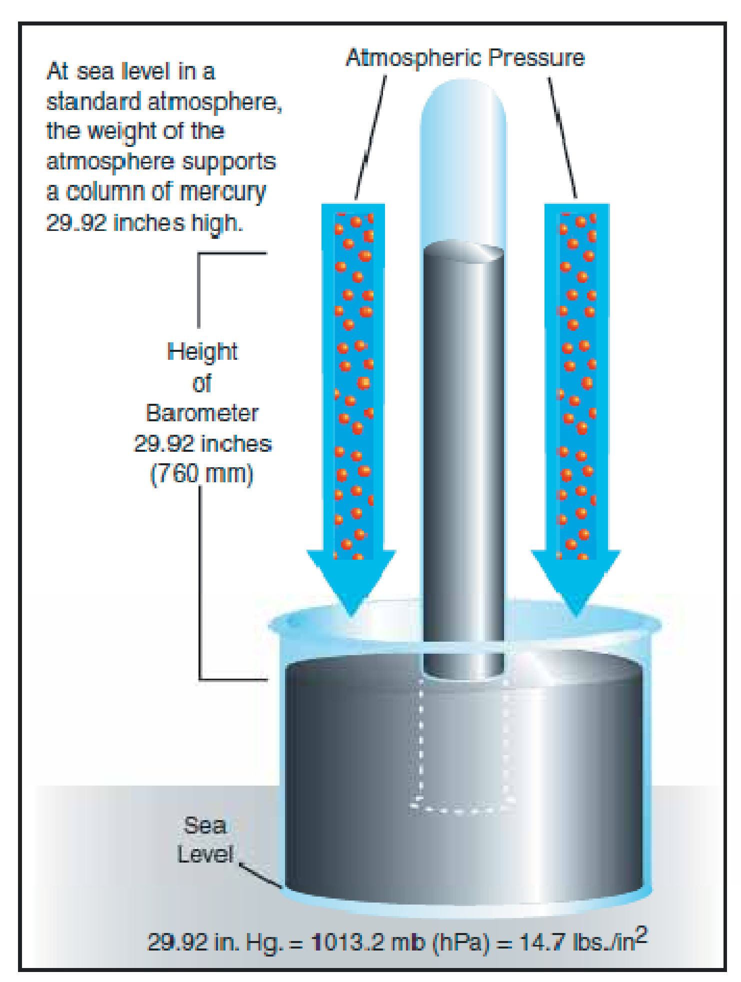


Figure 10-4. Mercurial barometer.

气压计测量一个玻璃管内水银柱的高度。一部分水银暴露在大气的压力之下，大气对水银施加一个力。压力增加迫使管子里的水银上升；而压力下降时，水银从管子里流出来，水银柱的高度降低。这种类型的气压计通常在实验室或者天气观测站使用，它不易运输，也有点难以读数。

一种无液气压计是水银气压计的替代品；它易于读数也方便运输。如图 10-5.

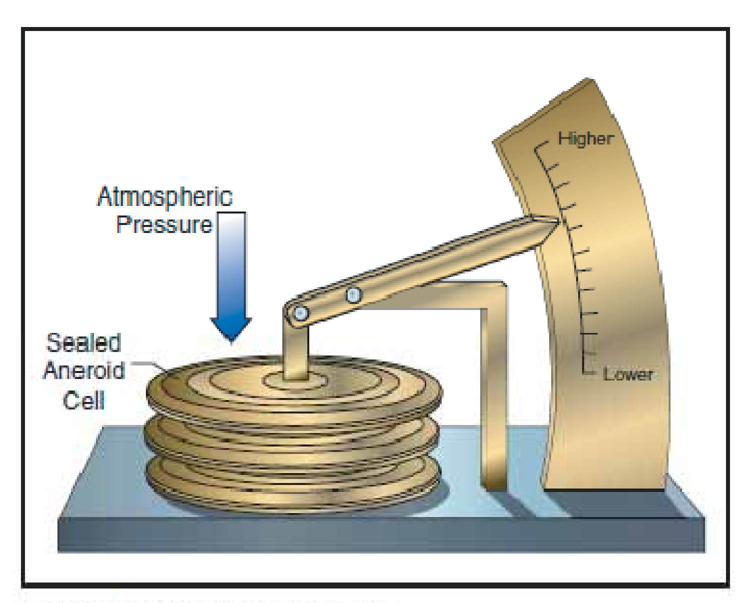


Figure 10-5. Aneroid barometer.

无液气压计有一个密封的容器，它称为真空膜盒，它随着气压变化而缩短或者伸长。真空膜盒用机械式铰链连接到压力指示器来提供压力读数。一架飞机其高度计的压力传感部分本质上就是一个无液气压计。需要注意的重点是由于无液气压计使用了机械式铰链，所以它不像水银气压计那么准确。

为了提供一个公共的温度和压力参考而确立了国际标准大气(ISA)。这些标准的条件是某些飞行仪表和大多数飞机的性能数据的基础。标准海平面压力定义为 29.92 英寸汞柱，温度为 59 华氏度(15 摄氏度)。大气压力也会以毫巴报告，即 1 英寸水银柱高度近似等于 34 毫巴，标准海平面等于 1013.2 毫巴。典型的毫巴压力读数范围从 950-1040 毫巴。恒定压力图表和飓风压力报告是使用毫巴来表示的。

由于气象站分布于全球，为了提供一个记录和报告的标准，所有当地的大气压力读数都被转换成一个海平面压力。为了达到这个目的，每一个气象站按照海拔高度每增加 1000 英尺就近似增加 1 英寸水银柱的规则来转换他们的大气压力。例如，一个位于海拔 5000 英尺的气象站，其水银柱读数为 24.92 英寸，那么报告的海平面压力读数就是 29.92 英寸。如图 10-6
使用公共的海平面压力读数帮助确保基于当前压力读数的飞机高度计的设定是正确。

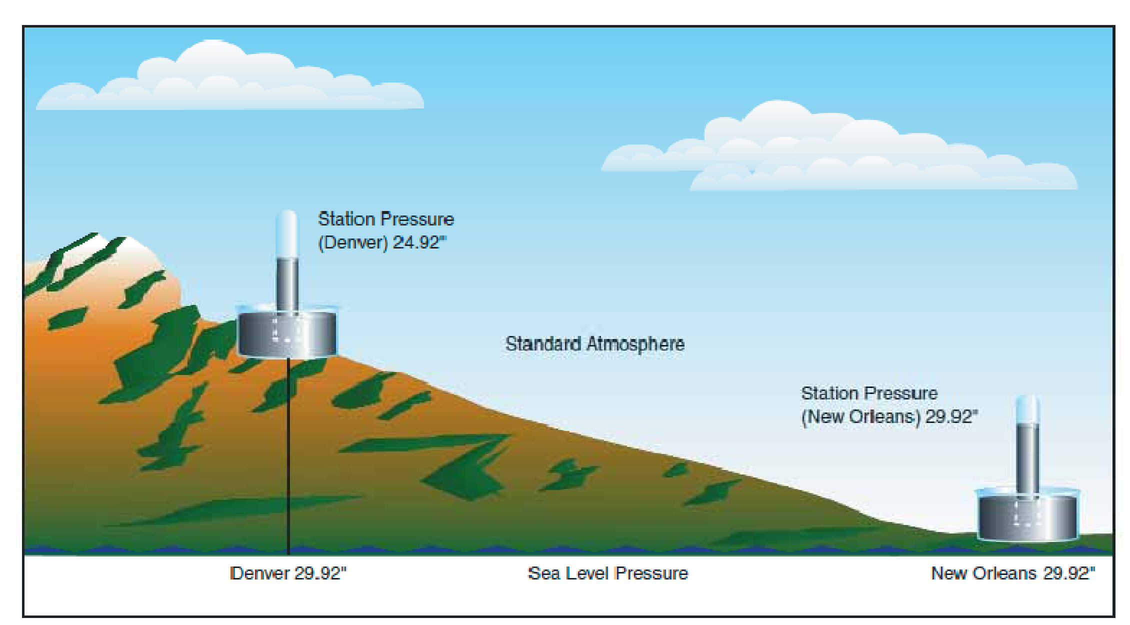


Figure 10-6. Station pressure is converted to, and reported in, sea level pressure.

通过跟踪一个很大区域的大气压力的趋势，天气预报员可以更准确的预测压力系统和相关天气的的运动。例如，在一个气象站跟踪一个上升压力的模式，通常意味着晴朗天气的到来。相反地，下降的或者快速降低的压力通常意味着坏天气正在来临，或者可能是严重的暴风雨。

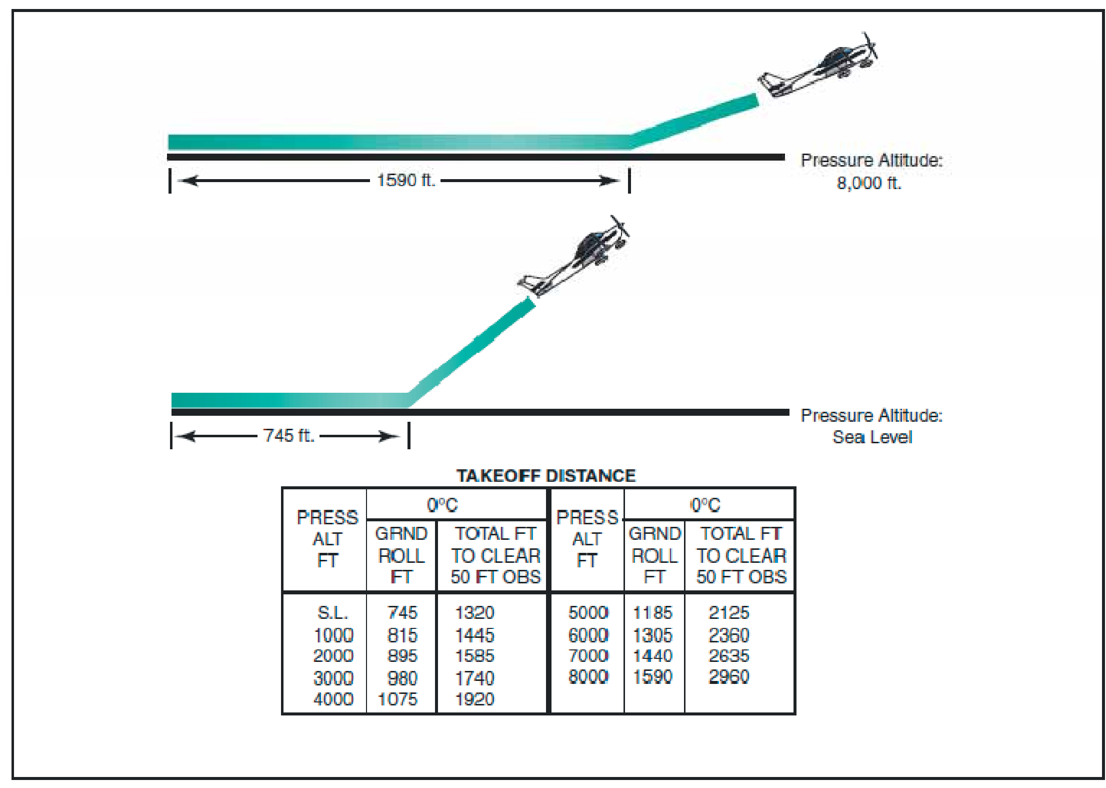
海拔高度对大气压力的影响

当高度增加，压力减小，原因是空气柱的重量降低了。平均来说，高度每增加 1000 英尺，大气压力就会降低 1 英寸水银柱高度。这个压力的降低(密度高度的增加)对飞机性能有显著的影响。

高度对飞行的影响

高度影响飞行的每一个方面，从飞机性能到人的表现。在较高的高度，伴随着降低的大气压力，起飞和着陆距离增加了，爬升率也增加。

当一架飞机起飞时，升力必须通过机翼周围的空气流动才能产生。如果空气稀薄，就需要更大的速度来获得足够的起飞升力；因此，地面滑跑距离就会更长。一架飞机在海平面需要 1000 英尺的滑跑距离，在海平面 5000 英尺以上高度的机场将需要差不多两倍的滑跑距离。如图 10-7.而且同时，在更高的海拔高度时，由于空气密度的降低，飞机发动机和螺旋桨的效率也会更低。这就导致爬升率的降低，需要更大的地面滑跑来应付障碍物的间隙。



PRESS ALT FT	0°C GRND ROLL FT	0°C TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS	PRESS ALT FT	0°C GRND ROLL FT	0°C TOTAL FT TO CLEAR 50 FT OBS
S.L.	745	1320	5000	1185	2125
1000	815	1445	6000	1305	2360
2000	895	1585	7000	1440	2635
3000	980	1740	8000	1590	2960
4000	1075	1920			

Figure 10-7. Takeoff distance increases with increased altitude.

空气密度差异的影响

温度变化引起的空气密度差异导致压力的变化。这就进而使大气产生以气流和风的形式进行的垂直和水平运动。大气中的运动结合湿度就产生了云和降水，否则就称为天气。

风

压力和温度变化在大气中产生了两种运动-上升或下降气流的垂直运动，以及风形式的水平运动。大气中这两种类型的运动都重要，因为它们影响起飞，着陆和巡航飞行操作。然而，更为重要的是大气中的这些运动，否则称为大气循环，导致了天气的变化。

大气循环的原因

大气循环是空气围绕地球表明的运动。它是由于地球表面的不均匀受热，扰乱了大气的平衡，导致了空气运动和大气压力的改变而引起的。由于地球有弯曲的表面，它绕倾斜的轴旋转，同时也绕太阳进行轨道运动，地球的靠近赤道区域比极地区域从太阳接收到更大量的热量。太阳向地球传热的总量依赖于一天的时刻，一年的季节和特定地区所在的纬度。所有这些因素都会影响太阳照射地球某一地面的时间长度和角度。

在一般的循环理论中，低压区域存在于近赤道地区，高压区域存在于近极地地区，原因是温度的差异。阳光的加热导致空气的密度降低，从而在近赤道地区上升。作为结果的低压使得

极地的高压空气沿地球表面向赤道区域流动。当温暖的空气流向极地时，它会变冷，变得更加稠密，进而下沉回到地面。如图 10-8

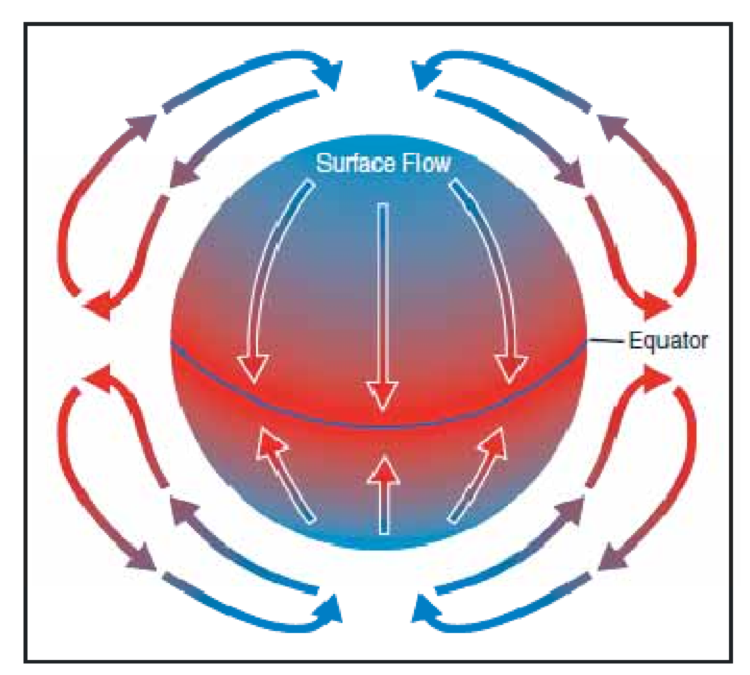


Figure 10-8. Circulation pattern in a static environment.

这个空气循环模式在理论上是正确的；然而，空气循环被几个力改变了，最为重要的是地球的自转。

地球自转产生的力称为科里奥利力(Coriolis Force)【简称为地球自转偏向力】。这个力在我们走动时是无法感觉得到的，因为相对于地球自转的尺度和速度我们行进的速度很慢，行进的距离也相当的短。然而，它会明显的影响移动很大距离的物体，例如一个气团或者水体。地球自转偏向力在北半球使得空气向右偏转，导致它沿着弯曲的路线前进而不是直线。偏转的程度根据纬度的不同而变化。在极地是最大的，而在赤道降低为零。地球自转偏向力的大小也随运动物体的速度而不同，速度越快，偏转的越大。在北半球，地球的自转使运动的空气向右偏转，而且改变了空气的总体循环模式。

地球的自转速度导致每个半球上整体的气流分开成三个明显的气流单元。如图 10-9

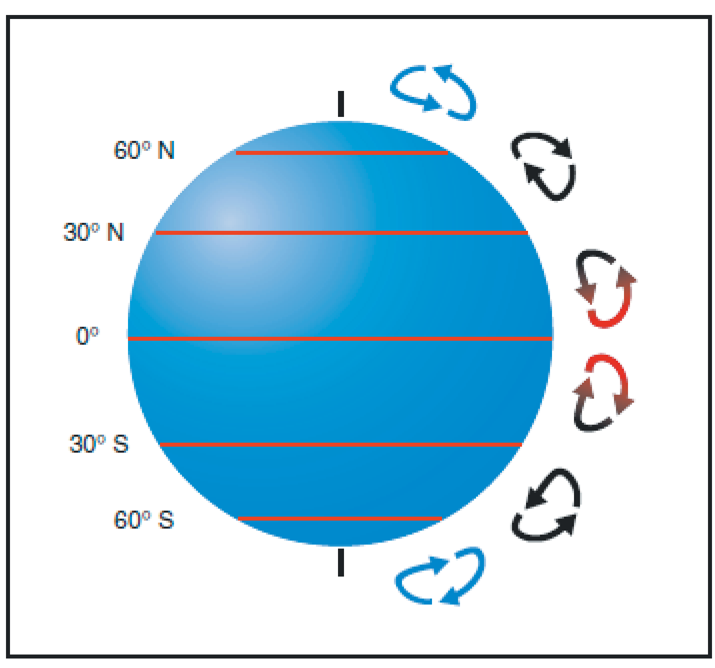


Figure 10-9. Three-cell circulation pattern due to the rotation of the Earth.

在北半球，赤道地区的暖空气从地表向上升起，向北流动，同时因地球的自转而向东转向。当它前进到从赤道到北极距离的三分之一时，它不再向北流动，而是向东流动。这时空气会在大约北纬 30 度的带状区域变冷下降，导致它向地表下降的区域成为一个高压区域。然后它沿着地表向南回流向赤道。地球自转偏向力使得气流向右偏转，因此在北纬 30 度到赤道之间产生了东北方向的信风。类似的力产生了 30 度到 60 度范围内以及 60 度到极地地区的围绕地球的循环单元。这个循环模式导致了在美国本土边界内的西风盛行。【美国本土和墨西哥以及加拿大的边界都是东西方向的，所在纬度区域流行西风。】

循环模式由于季节变化，大陆和海洋的表面差异以及其他因素而变得更加复杂。

地球表面的地形产生的摩擦力改变了大气中空气的运动。从距离地表的 2000 英尺内，地表和大气之间的摩擦力使流动的空气变慢。因为摩擦力减小了地球自转偏向力使得风从它的路径转向。这就是为什么在地表的风向稍微不同于地表之上几千英尺高度的风向的原因。

风的模式

因为空气总是寻找低压区域，所以气流会从高压区域向低压的区域流动。在北半球，从高压向低压区域流动的空气向右偏转 ;产生一个绕高压区域的顺时针循环。这也称为反气旋循环。低压区域反之也对；向低压区域流动的空气被偏转而产生一个逆时针或气旋循环。如图 10-10

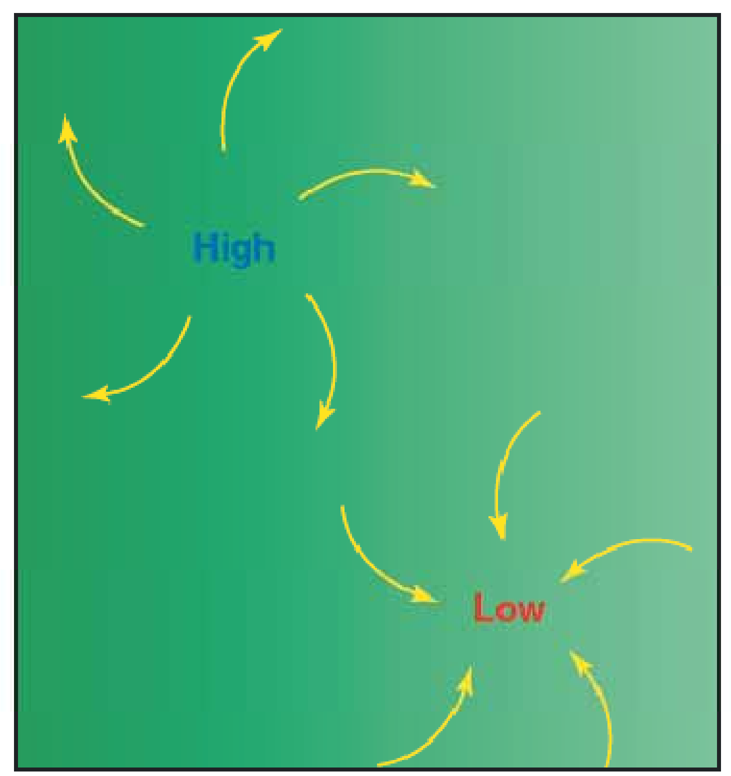


Figure 10-10. Circulation pattern about areas of high and low pressure.

高压系统一般是干燥稳定的下降空气的区域。由于这个原因，好天气通常和高压系统有关。相反地，空气流进低压区域会取代上升的空气。这时空气会趋于不稳定，通常会带来云量和降水量的增加。因此，坏天气通常和低压区域有关。

对高低压风模式的良好理解在制定飞行计划时有很大的帮助，因为飞行员可以利用有利的顺风。如图 10-11

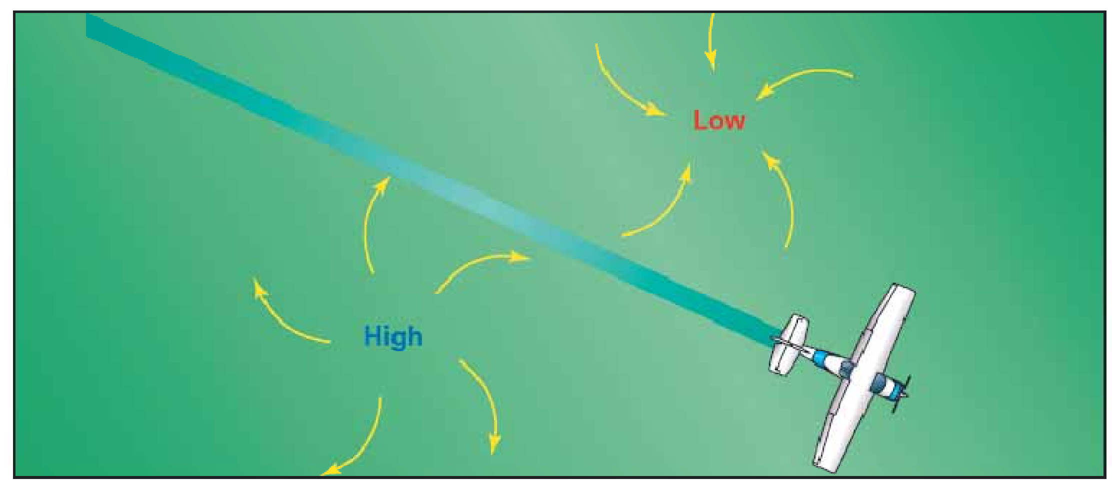


Figure 10-11. Favorable winds near a high-pressure system.

当计划一次从西向东的飞行时，沿高压系统的北边和低压系统的南边将会遇到有利的风向。在返程飞行中，最有利的风向将是同一高压系统的南边或者低压系统的北边。一个额外的好处是能够更好的把握在一个给定区域沿着基于高低压占主导的飞行路线上可以预期什么样的天气。

循环理论和风模式对于大范围大气循环是正确的；然而，它没有考虑到循环在局部范围内的变化。局部环境，地质特征和其他异常可以改变接近地表的风向和速度。

对流型气流

不同的地表辐射热量的程度是不同的。耕地，岩石，沙地，荒地会发出大量的热量；水体，树木和其他植被区域趋于吸收和保留热量。结果是空气的不均匀受热产生称为对流气流的小范围内局部循环。

对流气流导致颠簸，在温暖的天气飞行在较低高度有时会遇上湍流空气。低高度飞越不同的地表时，上升气流很可能发生在路面和荒地上空，下降气流经常发生在水体或者类似成片树林的广阔植被区域之上。一般的，这些湍流环境可以通过飞在更高的高度来避免，甚至是飞在积云层之上。如图 10-12

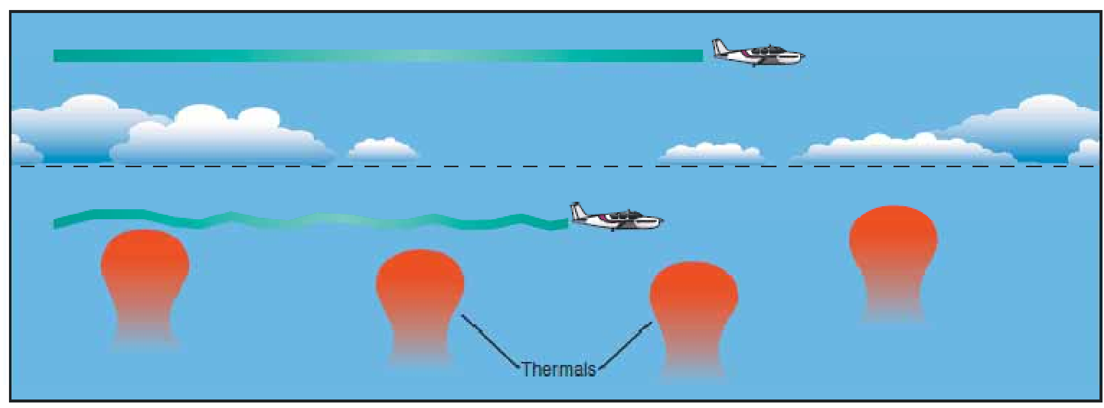


Figure 10-12. Convective turbulence avoidance.

对流气流在大路直接和一大片水体相邻的区域特别明显，例如海洋，大的湖泊，或者其他相当的水区。在白天，陆地比水受热更快，所以陆地之上的空气变得更热，密度更低。它上升且被更冷的来自水面上的稠密空气取代。这导致了一种朝向海岸的风，称为海风(sea breeze)。相反地，在夜晚陆地比水冷的更快，相应的空气也是这样。这时，水面上温暖的空气上升被更冷的来自陆地的空气取代，产生一种称为陆风(land breeze)的离岸风。这就颠倒了局部反而风循环模式。对流气流可以发生在地表不均匀受热的任何地区。如图 10-13

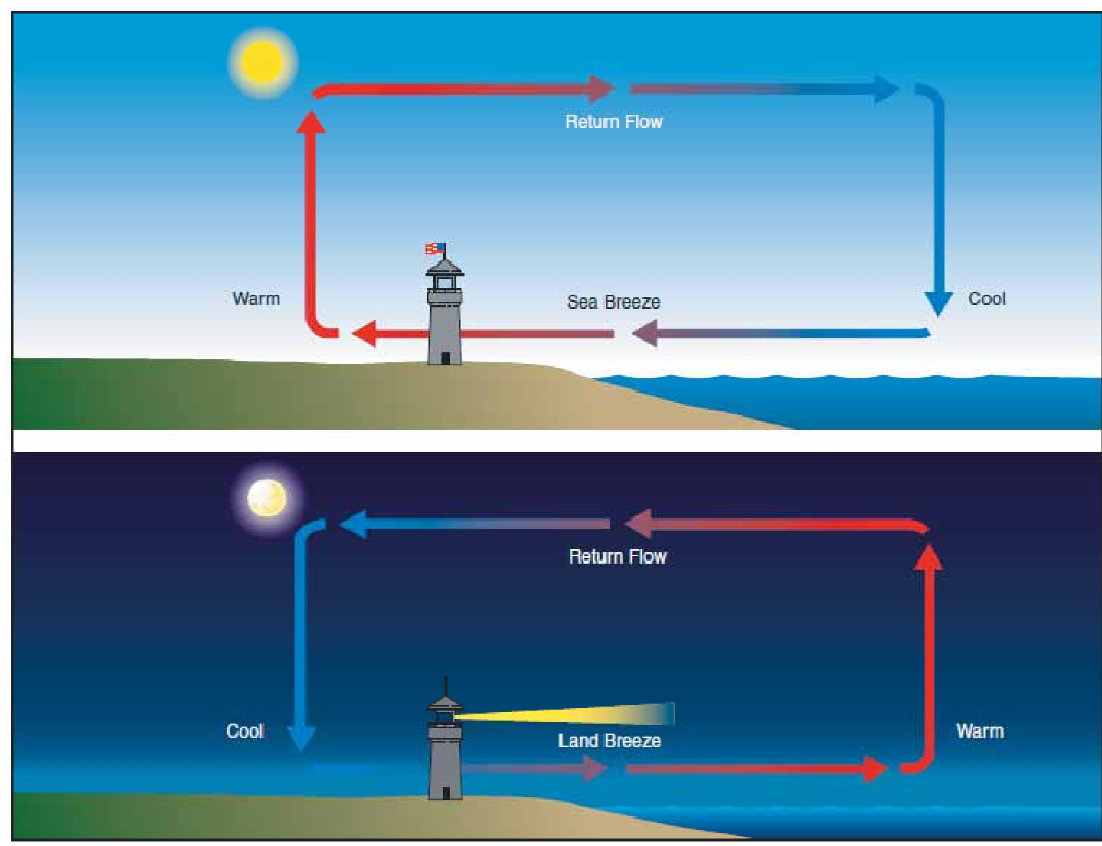


Figure 10-13. Sea breeze and land breeze wind circulation patterns.

接近地面的对流气流会影响飞行员控制飞机的能力。例如，在最后进近时，来自全无植被的地形的上升气流有时会产生漂浮效应，导致飞行员飞过预期的着陆点。另一方面，在一大片水体或者稠密植被的区域之上进近会趋于产生一个下沉效应，导致不警惕的飞行员着陆在不到预期的着陆点。如图 10-14

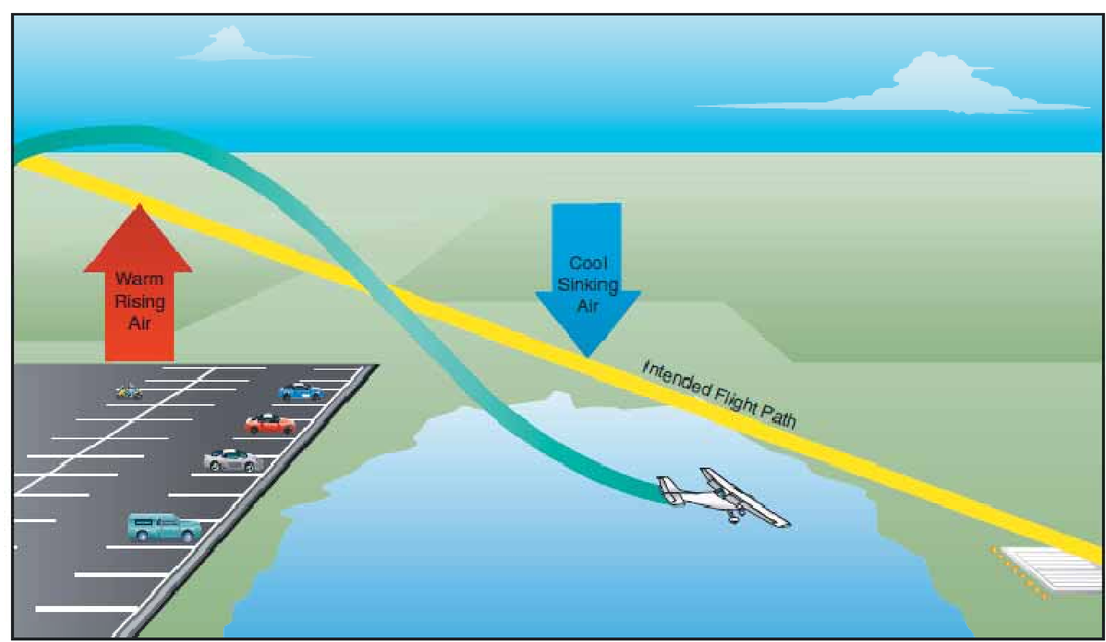


Figure 10-14. Currents generated by varying surface conditions.

障碍物对风的影响

有另一个会给飞行员带来麻烦的大气的危险。地面上障碍物影响风的流向，可能是一个看不见的危险。地面的地形和大的建筑物会分散风的流向，产生会快速改变方向和速度的阵风。这些障碍物包括从人造建筑物如飞机棚到大的自然障碍物如山脉，峭壁或者峡谷。当飞进或者飞离有大型建筑物或者自然障碍物靠近跑道的飞机场时，保持警惕特别的重要。如图 10-15

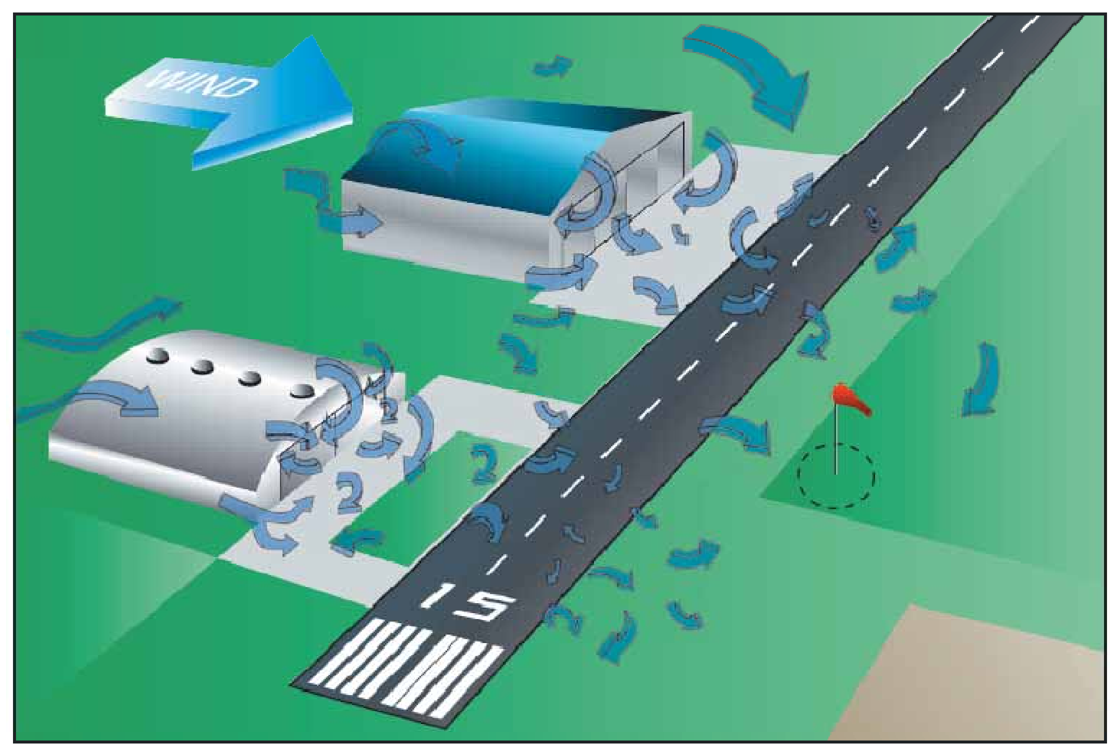



Figure 10-15. Turbulence caused by manmade obstructions.

和地面建筑物有关的湍流强度依赖于障碍物的大小和风的基本速度。这会影响任何飞机的起飞和着陆性能，也会引发非常严重的危险。在飞行的着陆阶段，飞机可能由于湍流空气而下降(drop in)，因此飞的太低而不能飞越进近时的障碍物。

当飞行在山地区域是这种相同的情况甚至更加明显。如图 10-16

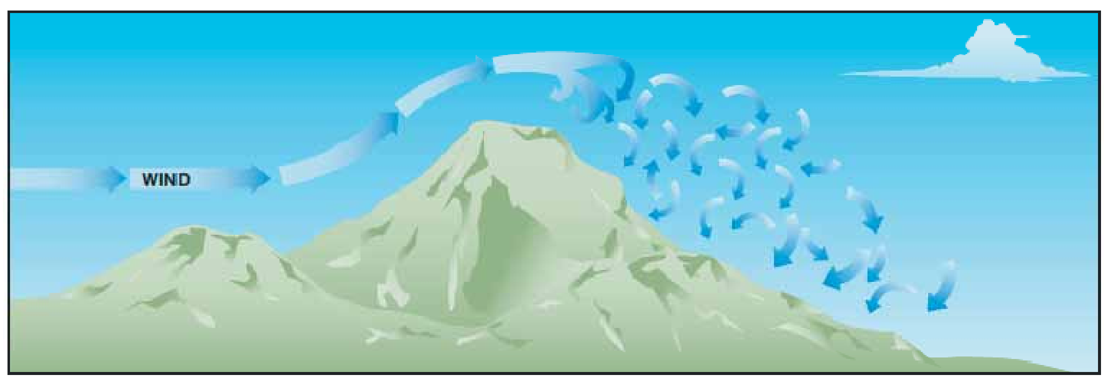


Figure 10-16. Turbulence encountered over and around mountainous regions.

当风沿着迎风侧平稳的向上流动，上升的气流会帮助飞机飞越山脉的顶峰，而背风侧的效果则不一样。当空气流在山的背风侧向下时，空气顺着地形的轮廓流动，湍流逐渐增加。这就

趋向于把飞机推向山的一侧。风越强烈，向下的压力和湍流就变得越强烈。

由于在山谷或者峡谷中地形对风的影响，强烈的向下气流可能相当严重。因此，郑重的建议谨慎的驾驶员寻找一位合格的山地飞行指导员，准备在多山的地形或者靠近多山地区飞行前要获得山地的调查。

低空风切变

风切变是指在一个非常小的区域内风速和/或方向的突然的，激烈的变化。风切变会使飞机受突然的上升气流和下降气流影响，以及飞机水平运动的突然改变。虽然风切变可以发生在任何高度，由于飞机接近地面，低空的风切变是特别的危险。风的方向 180 度变化和速度的 50 节变化或者更多都和低空风切变有关。低空风切变通常会伴随偶然的锋面系统，雷暴，强烈的高空风(大于 25 节)温度翻转而 出现。

风切变对飞机的危险有多个原因。风向和速度的快速变化改变了飞机的相对风，破坏了飞机的正常飞行高度和性能。在风切变状态下，影响可能很小，也可能很明显，这都看风速和风向的变化。例如，顺风很快的变为逆风将很快的导致空速和性能的增加。相反地，当迎风变为顺风时，空速会快速降低，性能也会相应的降低。任一情况下，飞行员必须准备好对维持飞机控制的变化做出立即反应。

一般而言，最严重类型的低空风切变和对流性降水或来自雷暴的降雨有关。和对流性降水有关的一种严重的风切变叫微爆(microburst)。典型的微爆发生在小于水平 1 英里和垂直 1000 英尺空间内。微爆的维持时间大约 15 分钟，在这期间它会产生速度高达 6000 英尺每分钟的向下气流。它也会在几秒钟内产生严重 45 节风向变化或者更多。当接近地面时，这些过快的气流和风向的快速变化会产生飞机难以控制的条件。如图 10-17。

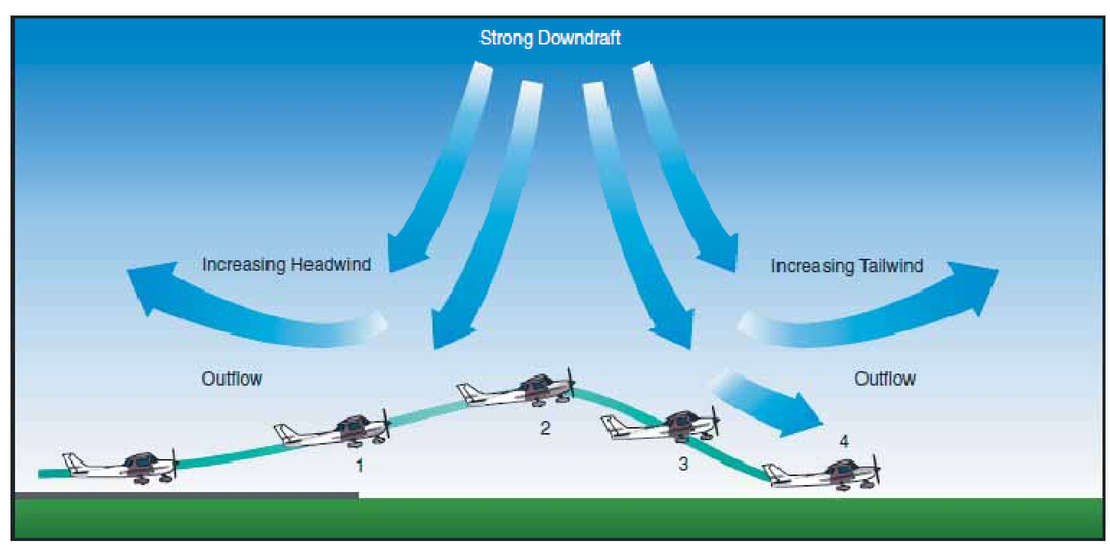


Figure 10-17. Effect of a microburst wind.

在不经意起飞进入一个微爆时，飞机首先遇增加性能的迎风，接着是降低性能的顺风。当风快速的切变到顺风时，会导致地形的影响或者危险的近地飞行。

微爆通常是难于检测的，因为它们发生在相对狭窄的范围内。在警告飞行员注意低空风切变的努力中，在全国的几个机场已经安装了警报系统。一组风速计被放在机场周围，组成了一

个检测风向变化的网络。当风速变化超过 15 节时，就会向飞行员报告一个风切变警告。这个系统名叫低空风切变警报系统，简称 LLWAS。
重要的是要记住风切变可以影响任何飞行，以及任何高度的飞行员。虽然可能报告了风切变，它通常仍然是没检测到的，对飞行来说是无声的危险。永远要警惕风切变的可能性，特别是在雷暴和锋面系统内或附近飞行时。

地面天气图上的风和压力表示

地面天气图提供了锋面，高低压区域，和每一地面气象站的风和压力的相关信息。这种天气图能让飞行员看到锋面和压力系统的位置，但是更重要的是，它描述了在每个地点的地面风和压力。地面分析和天气表示图的更多信息请参考第十一章。

风状况用链接在气象站位置圆圈的箭头表示。如图 10-18，

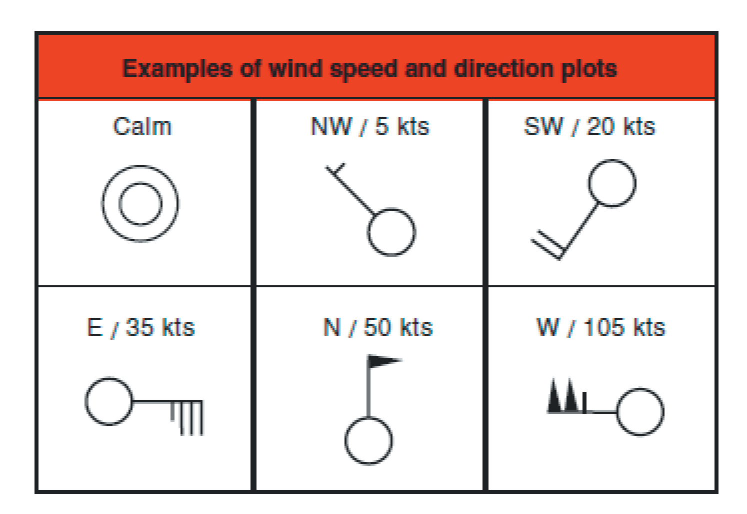


Figure 10-18. Depiction of winds on a surface weather chart.

气象站圆圈表示箭的头部，而箭头指向风刮的方向。风用吹来的方向描述，因此西北风的意思就是风是从西北方向吹向东南方向的。风速用位于风向线上的垂直短线或三角形表示。每一个短线表示风速为 10 节，而短线的一半表示 5 节风速，三角形表示风速为 50 节。

每一个气象站的压力都记录在天气图上，以毫巴为单位。等压线是画在图上用于表示相同压力区域的线条。这些线条产生一个模式，这个模式显示了压力梯度或者压力随距离的变化情况。如图 10-19.

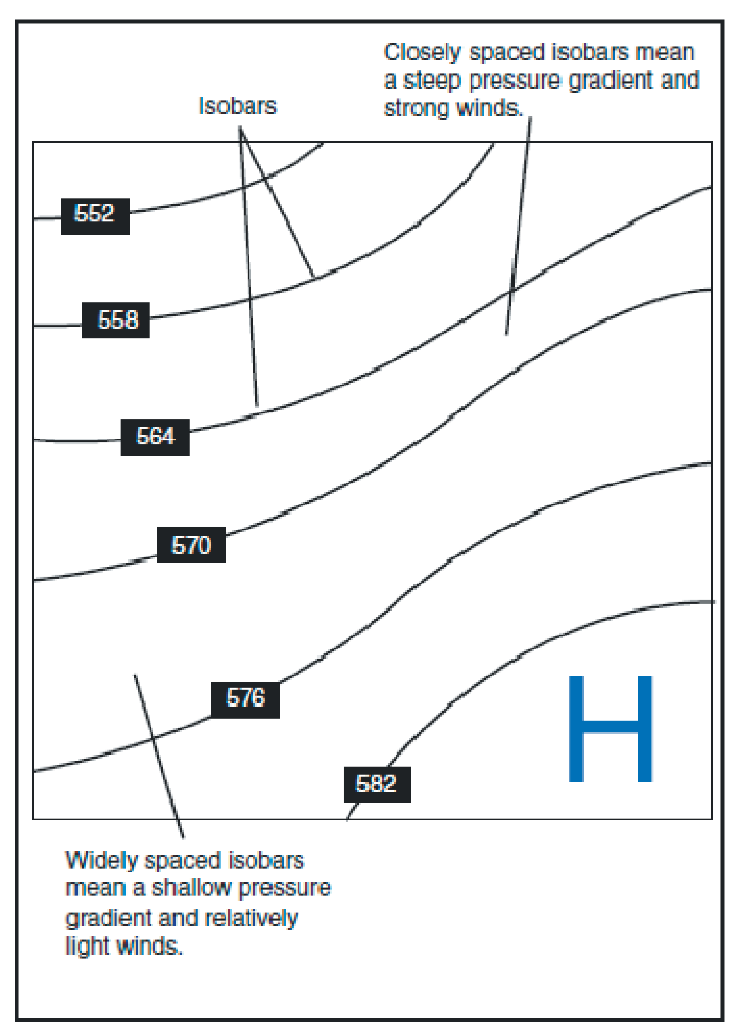


Figure 10-19. Isobars reveal the pressure gradient of an area of high- or low-pressure areas.

等压线类似于地形图上表示地形海拔高度和坡度陡峭程度的等高线。例如，间隔很近的等压线表示急剧升降的风梯度和强风的盛行。另一方面，梯度缓和的等压线表示成间隔较远，意味着微风。等压线有助于识别低压和高压系统，以及高压脊，低压槽和气压谷的位置。高压系统是低压包围的高压区域；低压是高压包围的低压区域。高压脊是拉长的高压区域，低压槽是拉长的低压区域。气压谷是高压脊和低压槽的交汇点，或者是两高或两低之间的中性区域。

等压线提供了地面之上几千英尺内风的有用信息。接近地面时，风向被地表改变，风速由于和地面间的摩擦力而降低。然而，在地面之上 2000 到 3000 英尺高度内，风速较大，风向开始变得更加和等压线平行。因此，地面风表示在天气图上，稍微高一点高度上的风也表示在天气图上。

一般地，地面 2000 英尺以上的风相对地面风为 20-40 度偏右，风速也会更大。在崎岖不平的地形上风向的变化是最大的，而在平坦地表上是最小的，例如开阔的水域。在缺少高空风信息的条件下，这个建议规则用于粗略的估计地表几千英尺之上风的状况。

大气稳定性

大气的稳定性依赖于它抵抗垂直运动的能力。稳定的大气使垂直运动困难，轻微的垂直运动受到抑制后消失。在不稳定的大气中，轻微的垂直空气运动趋向于变的更强，这样就导致了紊乱的气流和对流活动。不稳定性会导致严重的紊流，广阔的垂直云量，以及剧烈的天气。

上升的气流膨胀且变冷，是由于高度增加时气压的降低。下沉气流则反之；随着大气压力的增加，下沉空气的温度随着它被压缩而增加。绝热加热和绝热冷却就是用来描述这种变化的术语。【绝热的意思在这里是指大气温度变化是在没有热量传导的过程中因压力的变化而产生的温度变化。】

绝热过程发生在所有的向上或向下运动的空气中。当空气上升到一个低压区域时，它会膨胀到一个更大的体积。当空气分子膨胀时【即空气分子的平均间隔增大，而不是分子本身变大】，空气的温度会更低。结果是，当气块【一定体积的空气】上升时，压力降低，体积增加，温度降低。当空气下沉时，则反之也对。温度随着高度增加而下降的速度称为温度垂直梯度(lapse rate)。当空气在大气中上升时，平均温度变化速率是 2 摄氏度(3.5 华氏度)每 1000 英尺。

由于水蒸气比空气还轻，潮湿降低了空气的密度，导致它上升。相反地，当湿度降低时，空气变得更加密集而趋于下沉。由于潮湿的空气变冷的速度更慢【潮湿空气的热容量更大】，一般它比干空气更加不稳定，原因是潮湿的空气在冷却到周围的空气温度前必须上升的更高。干空气绝热温度梯度(不饱和空气)是 3 摄氏度每 1000 英尺。湿空气绝热温度梯度范围从 1.1 摄氏度到 2.8 摄氏度(2 华氏度到 5 华氏度)每 1000 英尺。

湿度和温度的结合确定了空气的稳定性和作为结果的天气。冷的干空气非常稳定，能够抵抗垂直运动，它会导致好的通常是晴朗的天气。最大的不稳定发生在空气是潮湿而温暖的时候，就像热带区域的夏天一样。典型的，雷暴基本上天天出现在这些区域，就是因为周围空气的不稳定性。

逆增

随着空气在大气中上升膨胀，温度会降低。然而也会发生一种大气异常情况，改变了这个典型的大气行为模式。当上升空气的温度随高度增加而增加时，就发生了温度逆增。逆增层通常是接近地面的很薄的一层平稳空气。空气的温度随高度增加到某一点，即逆增层的顶部。逆增层顶部的空气担当盖子的作用，保持天气和污染物截留在下面。如果空气的相对湿度高，它会促进云，雾，薄雾，烟的形成，导致逆增层内的能见度降低。

基于地表的温度逆增发生在晴朗凉爽的夜晚，这时接近地面的空气被地表的降温而冷却。地表几百英尺内的空气变得比它上面的空气更冷。当暖空气在一层较冷的空气上扩展开来或者当冷空气被迫位于一层暖空气的下方时，就会发生锋面逆增。

湿气和温度

大气天然的就含有水蒸气形式的水分。大气中水分的多少依赖于空气温度。温度每增加 20 华氏度，空气中能容纳的水分就增加为 1 倍。相反的，温度降低 20 华氏度，水分容量会变为原来的一半。

大气中的水有三种状态 液态，固态和气态的。所有这三种形式都可以容易的变化为另一种，都出现在大气的温度变化范围内。当水从一种状态变为另一种状态时，就发生一次热交换。这些变化是通过蒸发，升华，冷凝，沉积，熔解或者凝固过程实现的。然而，水蒸气仅仅是通过蒸发和升华过程进入大气的。

蒸发是液态水变为水蒸气的变化。当水蒸气形成时，它从最近的可用热源吸收热量。这个热交换就是蒸发的隐形加热。这种现象的一个很好的例子是身体的排汗蒸发。主要的印象是热量从身体带走后的变冷感觉。类似地，升华是冰直接变为水蒸气的变化，完全跳过了液态状态。虽然干冰不是水而是二氧化碳制成的，它能说明固态直接变为气态的升华原理。

相对湿度

湿度是指在一个给定的时刻大气中所含水蒸气的多少。相对湿度是空气中的实际水分量相对于那个温度时空气可以容纳的总水分量。例如，如果当前相对湿度为 65%，即空气在这个温度和压力时含有能够容纳的总水分量的 65%。虽然美国西部的大部分地区很少看到高湿度的天气，但是在美国南方温暖的月份，相对湿度从 75%到 90%并不罕见。如图 10-20

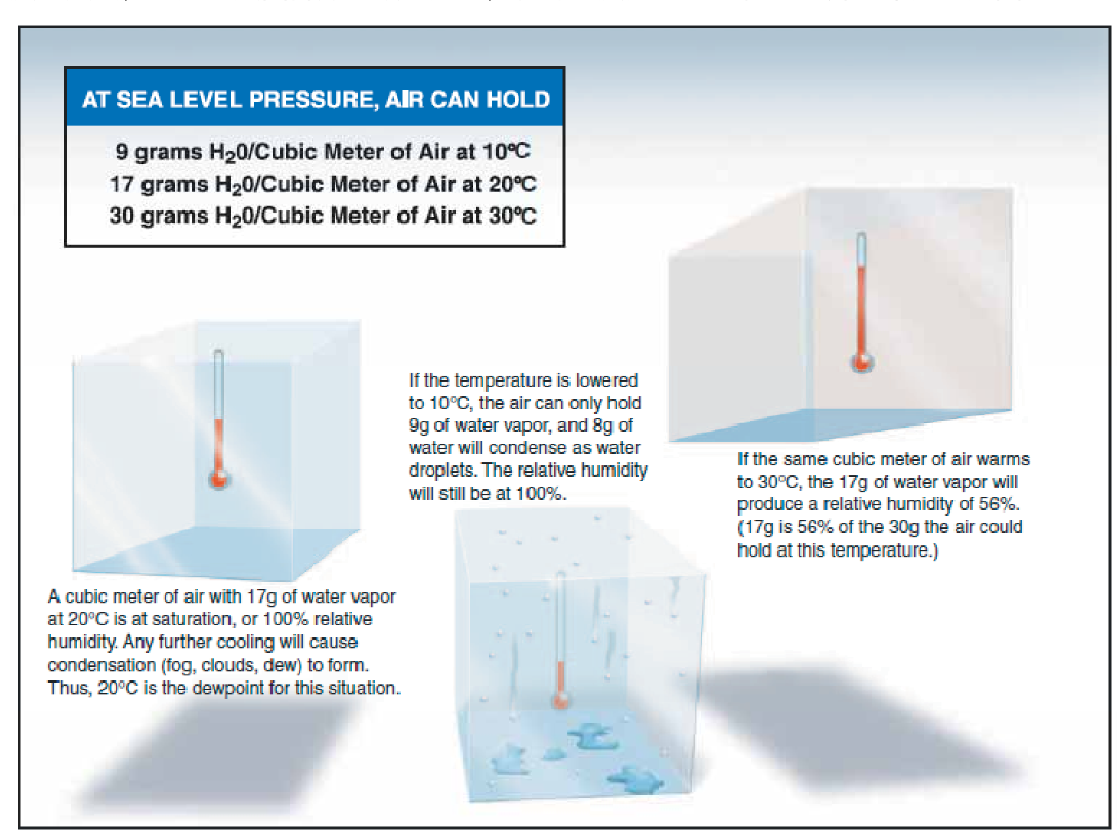


Figure 10-20. The relationship between relative humidity, temperature, and dewpoint.

温度 / 露点关系

露点和温度之间的关系定义了相对湿度的概念。以度表示的露点是空气不能再容纳更多水分时的温度。当空气温度降低到露点时，空气就完全饱和，水汽开始在空气中凝结，以雾，露水，霜，云，雨，冰雹或者雪的形式出现。

当潮湿的不稳定空气上升时，云经常在温度和露点一致的高度形成。当升高时，不饱和空气冷却速度为 5.4 华氏度每 1000 英尺，而露点温度降低速度为 1 华氏度每 1000 英尺。这就导致了温度的收敛，即露点变化速度为 4.4 华氏度每 1000 英尺。在报告的温度和露点数据上应用收敛速度来确定云底的高度。

假设：
温度(T)= 85 华氏度
露点(DP)=71 华氏度
收敛速度(CR)=4.4 度
T-DP=温度露点差(TDS)
TDS/CR=X
Xx1000=离地高度 AGL

示例

85-71=14
14/4.4=3.18
3.18x1000=3180 英尺
云底高度为地面之上 3180 英尺。

解释

地面环境温度为 85 华氏度，而地表露点温度为 71 华氏度，差值为 14 度。温度露点差除以收敛速度 4.4 度，然后再乘以 1000 得出近似的云底高度。

确定空气到达饱和点的方法

如果空气到达饱和点而温度和露点非常接近，雾，低云或降雨就很可能形成。空气可以有四种方式到达完全的饱和点。第一，当暖空气在寒冷地面上移动时，空气的温度会下降而达到饱和点。其二，当冷空气和暖空气交汇时可能到达饱和点。第三，当空气在夜晚通过和较冷的地面接触而冷却时，空气会达到它的饱和点。第四个方法是空气升高或者被迫在大气中上升时到达饱和点。

当空气上升时，它使用热能来膨胀。结果是，上升的空气快速的失去热量。不饱和空气散热的速度是高度每增加 1000 英尺下降 3 摄氏度。不管是什么原因导致空气到达它的饱和点，饱和空气都会带来云，雨，和其他危险的天气状况。

露和霜

在凉爽平静的夜晚，地面温度和地表上的物体会导致周围空气的温度降低到露点以下。当发生这种情况时，空气中的水分会凝结且凝聚在地面，建筑物和其他物体如汽车和飞机上。这个水分就是众所周知的露水，有时可以在早晨的草上看到。如果温度低于冰点，水分将会以霜的形式沉积下来。而露水对飞机没有危险，霜对飞行安全有确定无疑的危险。霜会破坏机翼上的气流，能够彻底的减少升力的产生。它也会增加阻力，当同时产生的升力降低时，就会破坏起飞能力。开始飞行前，飞机必须彻底清除霜冻免受其影响。

雾

根据定义，雾是从地表开始 50 英尺内的云。它通常发生在接近地面的空气温度冷却到空气的露点时。

这是，空气中的水蒸气凝结，变成雾这种可见的形式。雾是按照它形成的方式来分类的，且依赖于当前温度和空气中水蒸气的多少。

在晴朗的夜晚，风相当小或者无风时，可能产生辐射雾。如图 10-21。通常的，它形成在低洼的地区如山谷。这种类型的雾发生在地面由于陆地的辐射而快速冷却的时候，而且周围空气温度到达它的露点。随着太阳升起温度上升，辐射雾升高，最终消散。风的任何增强都会加快辐射雾的消散。如果辐射雾小于 20 英尺厚，它就称为地面雾。



Figure 10-21. Radiation fog.

当一层温暖潮湿的空气在寒冷地面上移动时，很可能产生平流雾。不像辐射雾，形成平流雾需要有风。15 节以下的风速让雾形成和加强；超过 15 节风速时，雾通常会升高，形成低层云。平流雾在沿海地区很常见，在那里海风会把空气吹向较寒冷的大陆。

在这些同样的沿海地区，也可能发生滑升雾。当潮湿稳定的空气被迫沿倾斜的陆地特征如山区上升时，就会发生滑升雾。这种类型的雾也需要风才能产生和持续存在。滑升雾和平流雾不象辐射雾，可能不会随着早晨的太阳而消散，相反可能持续多天。他们也可能延伸到比辐射雾更高的高度。

蒸汽雾或者海雾形成在干冷空气沿温暖的水面移动时。随着水的蒸发，它上升且类似烟雾。这种类型的雾于一年中最冷的时间在水体上很常见。低空紊流和结冰通常和蒸汽雾有关系。

冰雾发生在寒冷的天气，那时温度比冰点低的多，水蒸气直接变成了冰晶。有利于它的形成条件类似于辐射雾，除了寒冷的温度，通常是零下 25 华氏度或者更冷。它主要发生在北极地区，但是不知道在中纬度地区寒冷季节是否会发生。

云

云是可见的指示物，而且通常也是将来天气的预示。对于云的形成，必须有足够的水蒸气和凝结核，以及空气可以冷却的一个方法。当空气冷却，到达它的饱和点，不可见的水蒸气变为可见的状态。经过沉积(也可以指升华)和凝结过程，水蒸气凝结或升华成类似尘埃，盐晶或者烟的称为凝结核的微粒物。凝结核是非常重要的，因为它为水汽提供了一个从一种状态变为另一种状态的方法。

云的类型是根据它的高度，形状，和行为来确定的。它们根据其云底高度分类为低云，中云，高云，和垂直扩展的云。如图 10-22

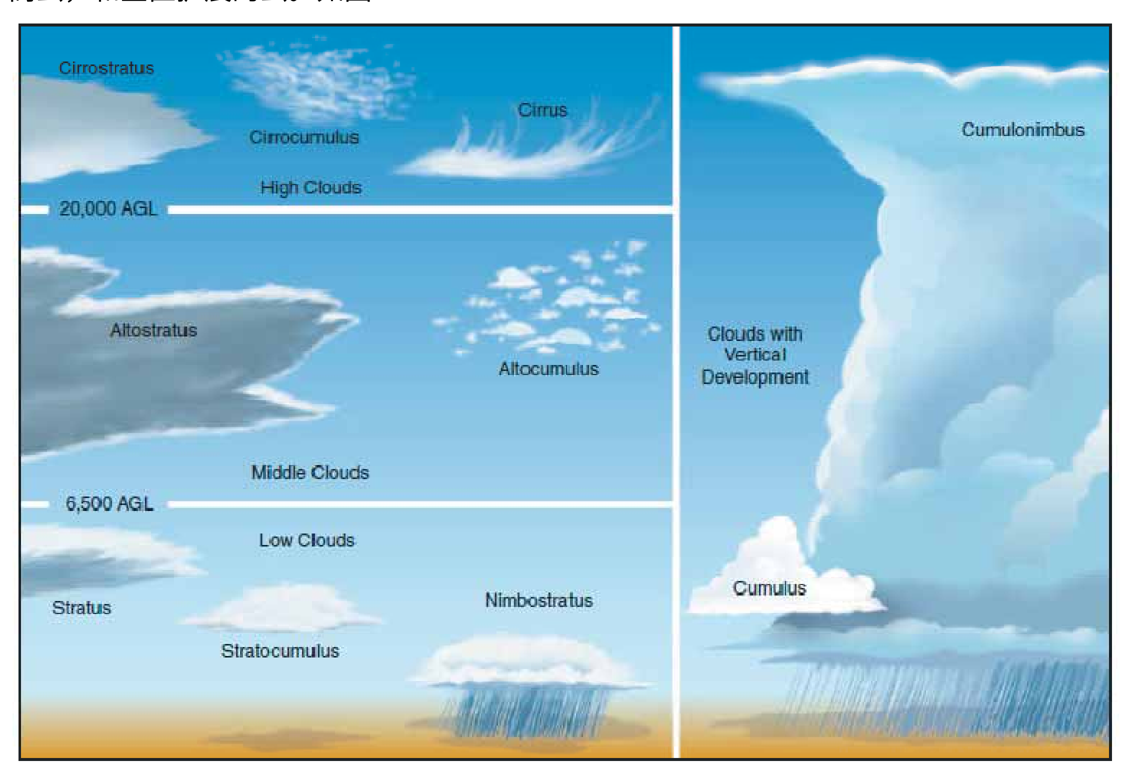


Figure 10-22. Basic cloud types.

低云是那些在靠近地球表面形成，且延伸到 6500 地面高度的云。它们主要是有小水滴组成的，但是也可以包含会引发危险的飞机结冰的过度冷却水滴。典型的低云是层云，层积云和乱层云。雾也被分类为一种类型的低云形式。这一组云产生的最高限度低，妨碍能见度，而且会快速的变化。因为这个原因，它们影响飞行计划，会导致不能进行 VFR 飞行。

中云形成在大约距离地面高度 6500 英尺延伸到距离地面 20000 英尺高度。它们是由水，冰晶和过度冷却的水滴组成。典型的中高度云包括高层云和高积云。在较高海拔高度越野飞行的时候可能会遇到这些类型的云。高层云会产生紊流，可能发生中度结冰情况。高积云通

常形成在高层云散开时，也可能发生轻度紊流和结冰情况。

高云形成在距地面 20000 英尺以上高度，通常只在稳定空气中形成。它们由冰晶组成，产生没有实质危险的紊流或者结冰情况。典型的高空云是卷云，卷层云，和卷积云。

大范围垂直扩展的云是积云，它们垂直的形成了高耸的积云或者积雨云。这些云的底部形成在低高度到中高度云底区域，但是可以扩展到高高度云层。高耸的积云表示大气中不稳定的区域，它们周围和内部的空气是紊乱的。这些类型的云经常发展成积雨云或者雷暴。积雨云包含大量水汽和不稳定空气，经常会产生危险的天气现象如闪电，冰雹，龙卷风，强阵风，和风切变。这些大范围的垂直云可能由于其他云的形成而变的模糊，不总是可以在地面上或者飞行中看到。发生这种情况时，这些云按照术语被称为内涵式雷暴。

云的分类可以根据外观和云的组成进一步细分为特定的云类型。知道这些术语可以帮助你认识看到的云。

下面是一个云分类的列表：

- 积云 – 堆积的起绒状的云
- 层云 – 以层的形式形成
- 卷云 – 卷曲的纤维状云，也是 20000 英尺以上的高云
- 堡状云 – 常规云底单独垂直发展，很像城堡
- 镜云 – 镜片形状，强风时在山上形成
- 雨云 – 雨量丰富的云
- 碎积云 – 粗糙或破碎的云
- 高云(alto)- 即高空云，也包含存在于 5000-20000 英尺的中高度云

对于飞行员来说，积雨云可能是最危险的云类型。它单独或者成片出现，其名字要么是一个气团或者地形雷暴。靠近地表的空气变热产生一个气团雷暴；在山脉地区的空气上坡运动导致地形雷暴。以连续线形式形成的积雨云是雷暴或者飑线的非锋面带。

由于上升的空气流导致了积雨云，它们的气流是非常紊乱的，对飞行安全是一个重要的危险。例如，如果一架飞机进入雷暴，飞机将会遇到每分钟超过 3000 英尺的上升或者下降气流。另外，雷暴还会产生大冰雹，破坏性闪电，龙卷风和大量的水，所有这些对飞机都是潜在的危险。

在消散前，一个雷暴的发展会经历三个明显的阶段。它从积云状态开始，其中空气开始产生升力作用。如果有了足够的水汽和不稳定性，云量会继续在垂直高度上增加。持续的上升气流阻止了水汽的降落。上升气流区域变得比推送雷暴的单独的上升热气流还要大。在大约 15 分钟内，雷暴达到了它的成熟阶段，这是雷暴生命周期中最猛烈的阶段。这时，水分的下降，不管是水还是冰对于云层来说都太重而不能支撑，开始以雨或者冰雹的形式下落。这产生了空气的向下运动。温暖的上升空气；冰冷的含有降雨的下降空气；以及猛烈的紊乱气流都存在于云内或附近。在云的下方，向下急流的空气增加了地面风，且降低了温度。一旦接近云顶部的垂直运动慢下来，云的顶部就会散开来呈现砧骨的形状。这时，暴风雨进入了消散阶段。这时下降的气流分散开来取代了维持暴风雨所需的上升气流。如图 10-23

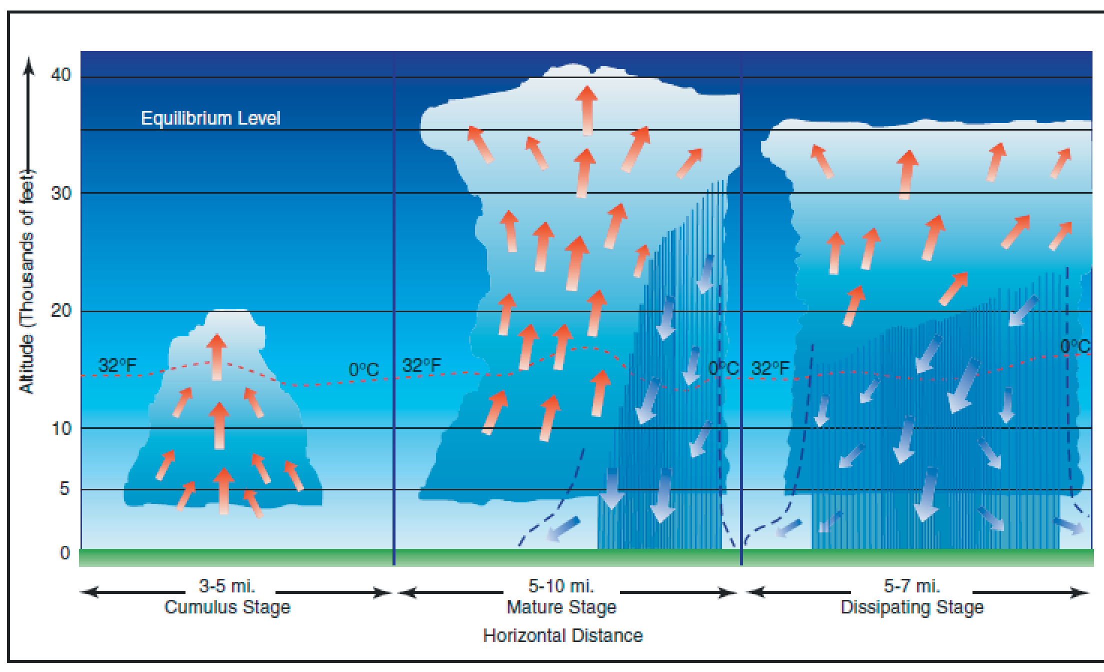


Figure 10-23. Life cycle of a thunderstorm.

轻型飞机是不可能飞越雷暴的。严重的雷暴可能冲到对流层顶，根据纬度不同可能达到令人惊异的 50000 到 60000 英尺高度。在雷暴雨下飞行使飞机受到雨，冰雹，破坏性闪电和猛烈的紊乱气流的影响。一个好的经验规则是以至少 5 海里绕飞雷暴，因为冰雹可能落在云层外已英里内。如果不能选择绕飞雷暴的话，那么就留在地上等待雷暴过去。

云幕高度

在航空的用途上，云幕高度是被通报为多云的或者阴天的，或者垂直能见度开始昏暗而类似雾或者阴霾的云的最低高度。当八分之五至八分之七的天空被云覆盖时，则报告为云是破碎的。阴天的含义是整个天空被云覆盖了。当前云幕高度信息是由航空日常天气报告(METAR)或者各种自动天气站通报的。

能见度

和云量以及通报的云幕高度密切相关的是能见度信息。能见度是指裸眼能够看到明显物体的最大水平距离。当前能见度也在 METAR 和其他航空天气报告中通报，还有自动天气站。由气象专家预测的能见度信息在飞行前天气简报中也可以获得。

降水

降水是指在大气中形成且降落到地面的任何形式的水的微粒物。它对飞行安全有深刻的影响。根据降水的不同形式，它会降低能见度，产生结冰条件，以及影响飞机的着陆和起飞性能。

降水发生是因为云中的水或者冰粒逐渐增大，直到大气不能再支持它们。它落向地面时会以好几种形式出现，包含细雨，下雨，冰粒，冰雹，和冰冻。

细雨被分类为非常小的小水滴，直径小于 0.02 英寸。细雨通常伴随着雾或者低层云出现。较大的小水滴就是指雨。在大气中降落但是在滴到地面之前蒸发掉的雨称作雨幡。当地面温度低于冰点时，就会发生结冰雨或者冰毛毛雨；雨在接触到更冷的地面时结冰。

如果雨降落通过温度逆增层，它可能会在经过下面的冷空气时结冰，且以小冰粒的形式降落到地面。冰粒是温度逆增的迹象，结冰的雨存在于更高的高度上。在冰雹的情况下，结冰的小水滴被云里的气流携带的忽上忽下，它们和更多的水分接触后逐渐变大。一旦上升的气流不能维持结冰的水滴，它就会以冰雹的形式降落到地面。冰雹可能是豌豆大小的，也可能逐渐变到直径 5 英寸大，比一个垒球还大。

雪是一种冰晶形式的降水，它以稳定的速度降落，或者已开始下鹅毛大雪，强度逐渐变化，最后很快结束。降落的雪花的大小也会变化，呈非常小的雪粒【米雪】或者大雪花形式。米雪在大小上和毛毛雨相当。

任何形式的降雨对飞行安全都是一个威胁。通常，降雨伴随着低云幕高度和降低的能见度。有冰，雪或者霜在其表面的飞机在开始一次飞行前必须被仔细的清除，因为气流可能被破坏而失去升力。雨也会促使油箱进水。降雨还会使跑道表面产生危险，由于雪，冰，积水和打滑的表面使得起飞和降落困难。

气团

气团是呈现出环绕区域或者气源地特性的很大体积的空气。通常的源地是一个空气在其中保持相对停滞几天或者更长时间的区域。在这个停滞时间内，气团获得了源地的温度和湿度特性。可以发现停滞区域在极地地区，热带海洋，以及干燥的沙漠。气团按照它们的发源地区分类：

- 极地的或者热带的
- 海洋的或者大陆的

大陆型极地气团在极地区域的上空形成，它携带有寒冷干燥的空气。海洋型热带气团在温暖的海洋水面上形成，如加勒比海，它携带有温暖潮湿的空气。当气团从它的发源地区移动经过陆地或者水体时，气团会受到不同的陆地或者水体条件的影响，这些条件会改变气团的特性。如图 10-24

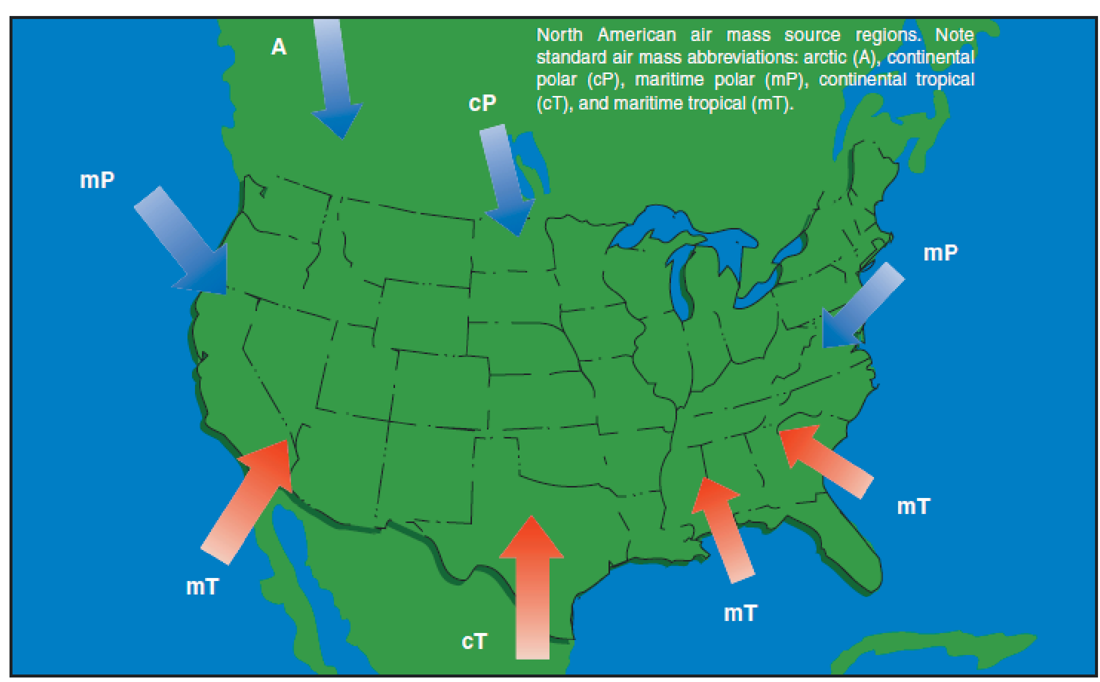


Figure 10-24. Air mass source regions.

空气团经过温暖的地表时，它的下方会变暖，形成对流性气流，导致空气上升。这就产生了一个不稳定的空气团，有良好的地面能见度。潮湿，不稳定空气导致积云，阵雨，和紊流的形成。相反地，气团经过更冷的地表就不会形成对流性气流，而是产生了一个稳定的空气团，其地面能见度很差。很差的地面能见度是因为这样一个事实，烟雾，灰尘和其他微粒不能上升到空气团内，反而被截留在接近地表。稳定空气团会产生低层云和雾。

锋面

当空气团沿水体或大陆运动时，它们最终会和另一个不同特性的空气团相遇。两种类型空气团之间的边界层称为锋面。靠近中的任何类型锋面总是意味着天气即将变化。

有四种类型的锋面，它们是根据前进的空气温度相对于被取代的空气温度来命名的。如图10-25

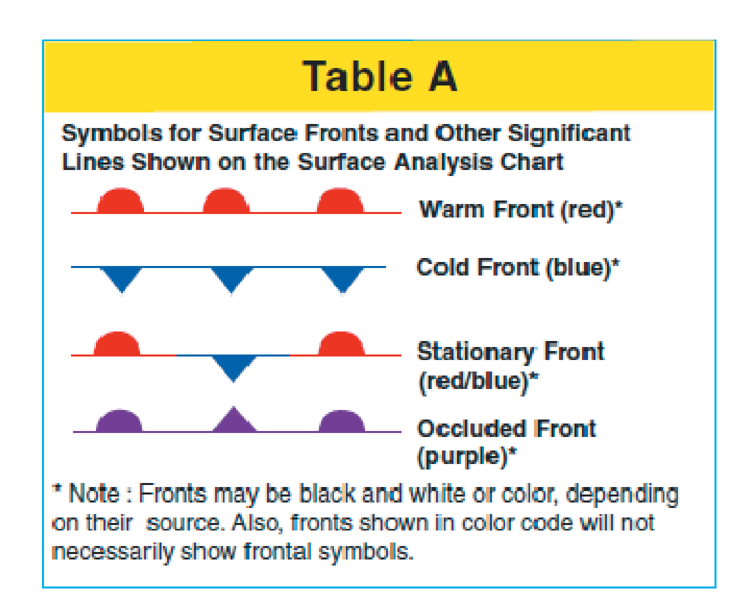


Figure 10-25. Common chart symbology to depict weather front location.

- 暖锋
- 冷锋
- 静止锋
- 锢囚锋

任何对锋面系统的讨论必须承认没有两个锋面是相同的。然而，普遍的天气条件都和帮助识别锋面的具体锋面类型有关。

暖锋

当一个暖气团前进要取代一个较冷的气团时会出现暖锋。暖锋移动缓慢，通常是每小时 10 到 25 英里。前进锋面的斜坡略过较冷空气的顶部，逐渐的把它推出区域。暖锋包含了通常有很大湿度的暖空气。随着暖空气升高，温度就会降低，发生凝结。

一般地，暖锋通过之前，沿着锋面边界预期会形成卷状云或层状云，还伴随着雾。在夏季的月份，可能会发生积雨云或者雷暴。轻度至中等降水是可能的，通常以雨，雨夹雪，雪或者毛毛雨的形式形成，重点是能见度变差。风从南方或者东南吹来，周围温度变的寒冷，且露点增加。最终，随着暖锋的接近，大气压力持续下降直到暖锋完全通过。

在暖锋通过期间，可以看见层状云，可能还会下细雨。能见度通常是很差的，但是会随风的变化而改善。随着相对温暖的空气持续流入，温度会稳定上升。大部分地区的露点保持稳定而压力降低。

暖锋过后，层积云变成主导地位，可能发生阵雨。能见度最终会变好，但是烟雾朦胧的状况可能会在通过后维持一段较短的时间。风会从南方或者西南吹来。随着变暖的温度，露点上升，压力下降。在大气压力降低之后通常会有轻微的升高。

飞向逼近的暖锋

通过研究一个典型的暖锋，可以学到很多和通用模式以及大气状况有关的方面，这些会在飞行中遇到暖锋时出现。如图 10-26 图示了一个从密苏里州的圣路易向东朝宾夕法尼亚州匹兹堡前进的暖锋。

在从匹兹堡离开时，天气对目视飞行规则(VFR)很有利，在 15000 英尺有一层分散的卷云。当飞行向西前进到哥伦布【俄亥俄州首府】接近来临的暖锋时，云层变厚，层状云的外观逐渐增加到云幕高度 6000 英尺。薄雾中的能见度降低到 6 英里，且大气压力持续降低。接近印第安纳波利斯【印第安纳州首府】的时候，天气恶化到在 2000 英尺有散开的云层，天空下雨，能见度为 3 英里。随着温度和露点变的一致，很可能产生雾。在圣路易斯，天空被低云覆盖，下着细雨，能见度降低到 1 英里。超过印第安纳波利斯之后，云幕高度和能见度太低而不能继续进行 VFR 飞行。因此，停留在印第安纳波利斯等待暖锋已经通过是民智的选择，时间可能需要一到两天。

冷锋

当寒冷稠密的稳定空气团前进取代较温暖的空气团时产生冷锋。冷锋比暖锋移动的更快，以 25 到 30 英里每小时的速度前进。然而，极端的冷锋有记录的移动速度达到 60 英里每小时。典型的冷锋以和暖锋相反的方式移动；因为它非常稠密，它接近地面，就好像扫雪机，在较暖的空气下方滑动，迫使不稠密的空气上升。快速上升的空气致使温度突然降低，迫使云的产生。产生的云类型依赖于较暖气团的稳定性。北半球的冷锋通常是东北到西南的方向，可以绵延几百英里长，包含一大片陆地区域。

典型冷锋通过之前，会出现卷云或高耸的积云，也可能出现积雨云。由于云的快速发展，阵雨和阴霾也是可能的。来自南方或者西南方向的风促进了相对较冷的空气取代了温暖的空气。高露点和大气压力的降低表明了冷锋即将要通过这里。

随着冷锋经过，高耸的积云或积雨云依然占据天空的主导地位。根据冷锋的强度，形成大阵雨可能还伴随闪电，雷鸣，和/或冰雹。更严重的冷锋也会产生龙卷风。在冷锋通过时，能见度将很差，风向多变且多阵风，同时温度和露点快速下降。冷锋通过时快速下降的大气压力会降至最低点，然后开始逐渐增加。

冷锋过后，高耸的积云和积雨云开始消散成积云，相应的降水量也降低。最终能见度变的很好，西风或西北风盛行。温度仍然更冷，但是大气压力持续升高。

快速移动的冷锋

快速移动的冷锋受实际锋面后远处的强烈压力系统推动。地面和冷锋之间的摩擦力阻碍冷锋的运动，因此产生了一个陡峭的锋面。这结果就产生了一个非常狭窄的天气带，集中在锋面的前沿。如果被冷锋压倒的暖空气是相对稳定的，那么在锋面前方的一段距离内可能出现乌云密布的天空和下雨。如果暖空气不稳定，可能形成分散的雷暴和阵雨。沿锋面或锋面之前

可能形成连续的雷暴雨带或者一条飑线。由于狂暴的雷暴是强烈且快速移动的，飑线对飞行员来说是严重的危险。在快速移动的冷锋之后，天空通常很快放晴，冷锋留下了狂暴的阵风和更冷的温度。

飞向逼近的冷锋

和暖锋一样，不是所有的冷锋都相同。检查一次向逼近的冷锋的飞行，飞行员可以对飞行中会遇到的不同状况类型有更好的理解。图 10-27 显示了一次从宾夕法尼亚州，匹兹堡向密苏里州圣路易斯的飞行。

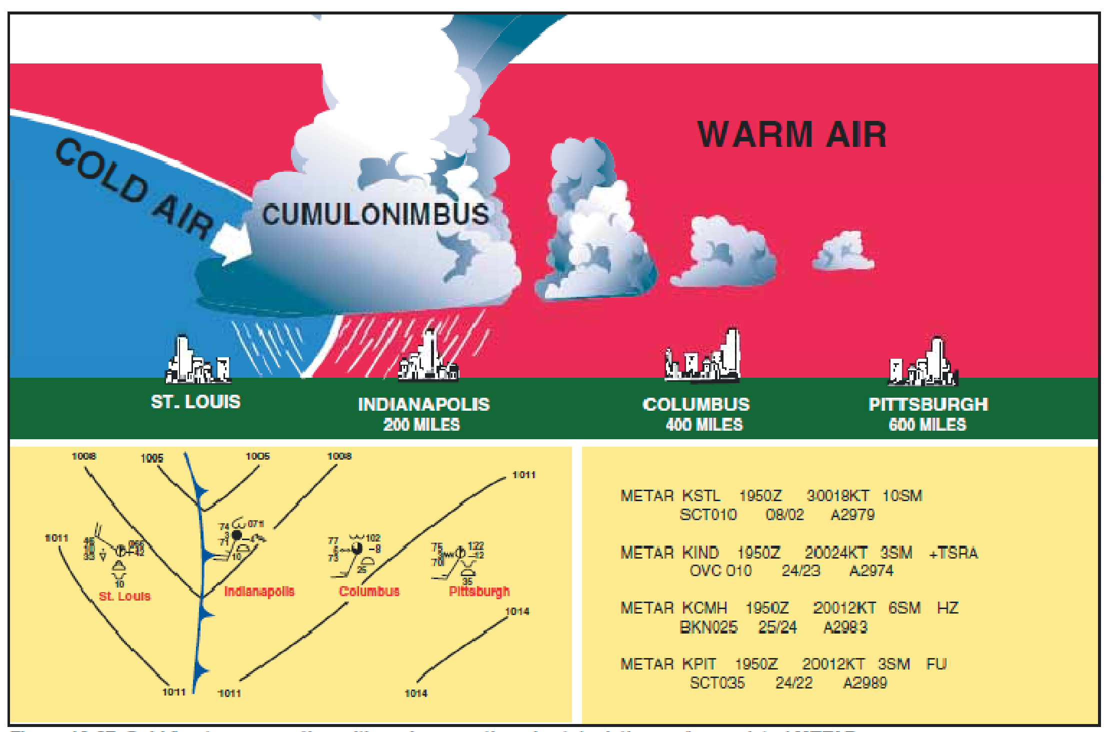


Figure 10-27. Cold front cross-section with surface weather chart depiction and associated METAR.

在飞离匹兹堡的时候，VFR 天气是能见度为烟雾中 3 英里，在 3500 英尺高度是分散的云层。当飞行向西前进到哥伦布接近毕竟的冷锋时，云层就显示出以 2500 英尺断层垂直发展的迹象。阴霾中的能见度为 6 英里，且大气压力不断下降。不断接近印第安纳波利斯的时候，天气恶化到 1000 英尺高度被云层覆盖，能见度为 3 英里，有雷暴和大阵雨。在圣路易斯，天气变好，1000 英尺高度上云层散开，能见度为 10 英里。

飞行员使用基于锋面状况知识的合理判断，他很可能要停留在印第安纳波利斯，直到锋面通过。试图在雷暴带或者飑线下飞行是危险而愚蠢的，也不要想飞越它的顶部或者绕飞暴风雨。雷暴可能向上延伸到彻底超过小飞机的能力范围，还会以带状绵延 300 至 500 英里。

冷锋和暖锋对比

暖锋和冷锋在特性上是非常不同的，相同的是每一锋面都有危险。他们在速度，结构，天气现象和预报方面都是变化多端的。冷锋，它以 20 至 35 英里每小时速度移动，相对暖锋移动的很快，暖锋只以 10-25 英里每小时移动。冷锋也促使形成陡峭的锋面坡度。激烈的天

气活动和冷锋有关，天气通常沿锋面边界出现，而不是在前方。然而，飑线可以在夏季月份形成，在严重冷锋的前面远到 200 英里。反之，暖锋产生低云幕高度，差的能见度和下雨，冷锋产生突发的暴风雨，阵风，紊流，有时还有冰雹或者龙卷风。

冷锋是快速来临而很少或甚至没有警告的，它们可以就在几个小时内引起天气完全变化。在通过后，天气很快放晴，无限能见度的干燥空气取代了原先的暖空气。另一方面，暖锋对它们的来临提供了提前的警告，可能要好几天才能经过一个地区。

风的转向

高压系统周围的风绕顺时针方向旋转，而低压系统的风逆时针方式旋转。当两个高压系统相邻时，在邻接点的风向是几乎直接相反的。锋面就是两个压力区域之间的边界，因此，会持续的在一个锋面内发生风偏转。偏转风的方向非常明显的和冷锋结合。

静止锋

当两个气团的力量相对均等时，分开它们的边界或者锋面保持静止，影响几天内的局部天气。这个锋面就称为静止锋。和静止锋有关的天气通常是混合的，在冷锋和暖锋时都可以发现。

锢囚锋

当快速移动的冷锋追上一个慢速移动的暖锋时会出现锢囚锋。当锢囚锋接近时，暖锋天气占主导，但是很快接着就是冷锋天气。可以出现两种类型的锢囚锋，互相碰撞的锋面系统的温度很大程度上定义了锋面的类型和因而发生的天气。当快速移动的冷锋比慢速移动的暖锋之前的空气更冷时，就会出现冷锋锢囚现象。当发生这个现象时，寒冷的空气取代了凉的空气，迫使暖锋上升到大气中。典型的，冷锋锢囚产生了可以在暖锋和冷锋都可以看到的混合天气，使得空气保持相对稳定。当暖锋前的空气比冷锋的空气还冷就会出现暖锋锢囚。发生这种情况时，冷锋向上升到暖锋之上。如果被暖锋迫使上升的空气不稳定，天气将会比冷锋锢囚中看到的更加严重。很可能出现内涵式雷暴，雨，雾。

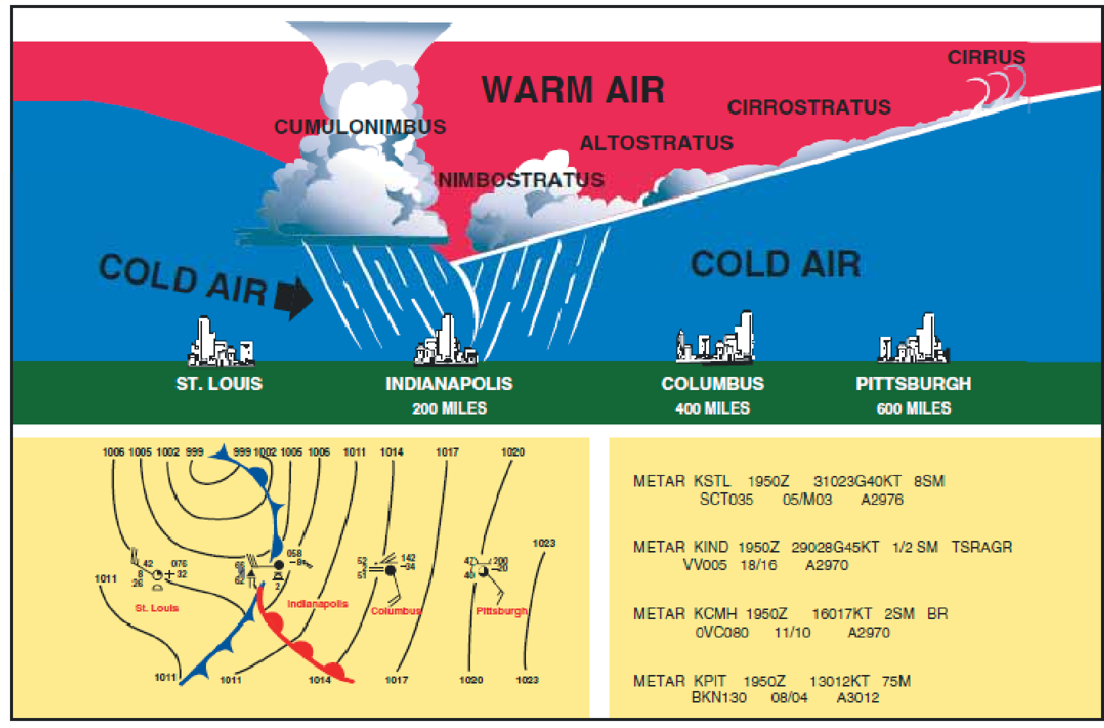


Figure 10-28. Occluded front cross-section with a weather chart depiction and associated METAR.

图 10-28 描绘了一个典型冷锋锢囚的截面图。暖锋在占主导地位的较冷空气上形成斜坡，产生暖锋类型的天气。典型锢囚锋通过之前，卷云和层云盛行，降水量从小到大，能见度差，露点稳定，大气压力持续下降。在锋面通过期间，乱层云和积雨云占主导，也可能是高耸的积云。降水量从小到大，能见度差，风是多变的，大气压力下降。锋面通过之后，可以看见乱层云和高层云，降雨量持续降低，逐渐放晴，能见度持续变好。

第十一章－天气报告，预报和图表



在航空业，天气服务是全国天气服务(National Weather Service,NWS)，联邦航空管理局(FAA)，国防部(Department of Defense,DOD)和其他航空团体以及众多个人的综合努力成果。由于全球天气服务需求的增加，国外天气组织也提供了重要的信息。

尽管天气预报不是 100%准确的，气象学者通过仔细的科学研究和计算建模，有能力不断准确的预报天气模式，趋势和特性。通过一个复杂的天气服务系统，政府代理人，和独立的天气观测者，飞行员和其他航空专业人士都能从这个巨大的以持续更新的天气报告和预报形式出现的知识库受益。

观测资料

从地面和较高高度观测所收集的数据形成了所有天气预报，咨询和简报的基础。有三种类型的天气观测资料:地面的，高空的，以及雷达。

地面航空天气观测

地面航空天气观测资料是全美国的地面站当前天气的天气要素之汇编。这个网络是由政府运行的设施和秘密契定的设施组成的，它们提供及时更新的天气信息。自动化的天气来源如自动天气观测系统和自动地面观测系统，以及其他自动化设施，在收集地面观测资料时也担当重要的任务。

地面观测资料提供了当地天气状况以及其他相关信息。这些信息包括报告的类型，气象站ID，日期和时间，修改者(如有要求时)，风，能见度，跑道可视范围，天气现象，天空条件，温度/露点，高度计读数，以及适用的备注。地面观测资料收集的信息可能来自于一个个人，一个自动化气象站，或者一个被天气观测器更新或增强的自动化观测站。不管任何形式，地面观测资料提供了全美关于机场的有价值信息。

高空观测

高空天气的观测被证明比地面观测更具挑战性。只有两种可以观测高空天气现象的方法：无线电探空仪观测和飞行员天气报告(PIREPs)。无线电探空仪使用无线电遥测技术，它是由探空气球做成的，每天从它那里接受两次天气数据。这些高空观测资料提供了高度达到或超过 100000 英尺范围内的温度，湿度，压力和风数据。除此之外，飞行员提供了高空天气观测至关重要的数据。飞行员只保留关于紊流，结冰，云高度有关的实时信息来源，这些数据是从飞行员飞行中收集的，从头至尾地归档飞行员天气报告或 PIREPs。综合起来，飞行员报告和无线电探空仪观测提供了对飞行计划重要的高空条件的信息。很多美国的和国际航空公司已经在它们的飞机上装备了探测器，它们可以通过数据链接(DataLink)系统自动的把飞行中天气观测资料传输到航空公司的派签处(dispatcher,调度处)，他们再把数据传播到天气预报权威机构。

雷达观测

天气观测器使用三种雷达来提供降水量，风和天气系统的信息。WSR-88D NEXRAD 雷达，常称为多普勒(Doppler)雷达，它能提供全面的观测资料，向附近的社区通知来临的天气。FAA 终端多普勒天气雷达(TDWR)安装在全国的一些主要机场，也帮助向机场交通管制员提供严重天气警告和预告。终端雷达能够保证飞行员知道风切变，阵风带，和强降雨，所有

这些对进场和离场的飞机都非常危险。通常用在降雨量探测中的第三种雷达是 FAA 机场监控雷达。这个雷达主要用于侦察飞机 ;然而,它也侦察降雨的位置和强度,它用来疏导(route)严重天气附近的飞机交通量。

服务设施

服务设施(outlet)是提供航空天气服务的政府或者私人设施。有几个不同的政府机构，包括联邦航空管理局(FAA)，国家海洋和大气管理局(NOAA)，以及国家气象服务(NWS)一起联合私人的航空企业来提供获取天气信息的不同途径。

FAA 飞行服务站(FSS)

FAA 飞行服务站(FSS)是起飞前天气信息的主要来源。几乎在美国的任何地方拨打 1-800-WXBRIEF，可以全天 24 小时获得来自一个自动化飞行服务站的飞行前天气简报。在不是自动化飞行服务站服务的地区,全国天气服务设施可能为飞行员提供天气简报。NWS 设施的电话号码和 FSS/AFSS 的额外电话号码可以在机场/设施目录(Airport/Facility Directory,A/FD)中找到，或者在电话号码簿的美国政府部分找到。

飞行服务站也提供飞行中天气简报服务，以及预定和非预定的天气广播。飞行服务站也可能在它的授权区域内为飞行提供天气咨询。

转录信息简报服务(TIBS)

转录信息简报服务(TIBS)是由选择的自动式飞行服务站处理和发布的服务。它提供持续的气象和航空信息的电话记录。特别的，TIBS 提供区域和航线简报，空域程序，和特别通告。设计它是为了作为一个初步的简报工具，不是为了代替来自 FSS 专家的标准简报。

TIBS 服务全天 24 小时可用，情况变化时会更新，但是它只能用 TOUCH-PHONE 电话访问。TIBS 服务的电话号码列在机场/设施目录(A/FD)。

直接用户接入终端服务(DUATS)

直接用户接入终端服务，是由 FAA 投资的，允许任何当前持有体检证书的飞行员访问天气信息和通过计算机备案一个飞行计划。有两种方法可以接入 DUATS。第一个是在互联网上通过 DynCorp 访问网址 http://www.duats.com 或者通过数据转录公司访问 http://www.duat.com 。第二个方法是需要一个由 DUATS 供应商提供的调制解调器和通信程序。要用这个方法访问天气信息和备案一个飞行计划，飞行员使用一个来电免费电话号码直接把用户的计算机链接到 DUATS 计算机。当前 DUATS 服务和相关电话号码的当前销售商列出在航空信息手册(AIM)的第七章。

航路飞行报告服务(EFAS)

专门用于飞行员请求时提供及时的航路天气信息服务是航路飞行报告服务，或者飞行观察(Fly Watch)。EFAS 为飞行员提供适应于飞行，航路和巡航高度类型的天气报告。EFAS 是沿飞行航线的当前天气信息的最好来源之一。

通常飞行员可以在美国本土和波多黎各的任何地方于上午 6 点到晚上 10 点之间联系一位 EFAS 专家。常规 EFAS 频率 122.0MHz 是为飞行在地面之上 5000 英尺和平均海平面 17500 英尺之间飞机的飞行员建立的。

飞行中危险天气报告(HIWAS)

HIWAS 是为了在选择的导航设施上持续的广播危险天气信息的全国计划。广播包含了诸如 AIRMETS，SIGMETS，传送性的 SIGMETS 和紧急 PIREPs 这些报告。这些广播进近是信息的摘要，飞行员应该联系 FSS 或者 EFAS 来获取详细信息。有 HIWAS 功能的导航设施被标记在扇区航图上，在识别框里的右上角用字母 H 表示。如图 11-1.

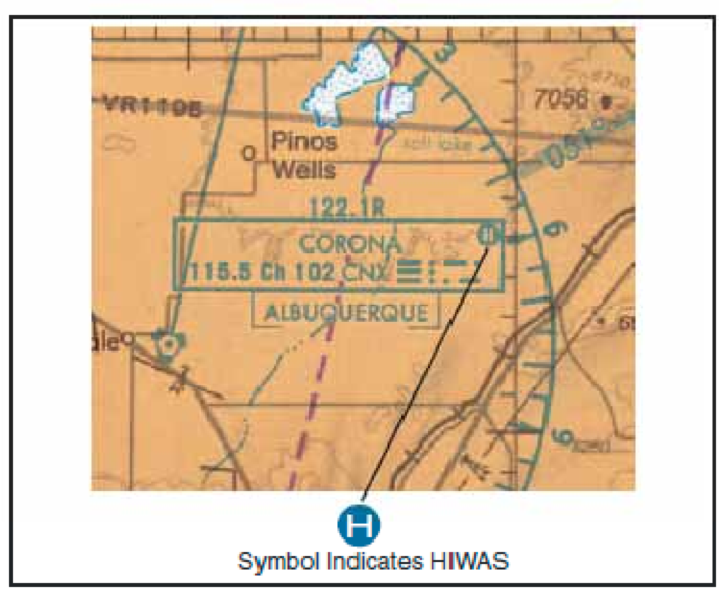


Figure 11-1. HIWAS availability is shown on sectional chart.

转录天气广播(TWEB)

转录天气广播是在选择的导航设施上连续转录的天气报告。在一张扇区航图上，导航设施方框内右上角的字母 T 表示 TWEB 服务可以使用。TWEB 天气通常由针对航路的数据组成，包括航线预报，预报展望，高空风，以及 FSS 50 海里范围内一个区域或沿特定航线的 50 英里宽走廊里的其他所选天气报告。TWEB 预报有效时间为 12 小时，每天更新 4 次。

天气简报

在每次飞行前，飞行员应该收集对飞行至关重要的所有信息。这包括从 FSS，AFSS 或者 NWS 专家获得的合适的天气简报。

为了让天气专家提供一份合适的天气简报，他们需要知道三种简报中的哪一种是所需要的，有标准简报，缩写的简报或者展望简报。其他有用的信息是飞行是目视飞行规则(VFR)还是仪表飞行规则(IFR)，飞机的身份号码(ID)和类型，出发地点，估计出发时间(ETD)，飞行高度，飞行路线，目的地，以及估计的航路时间(ETE)。

这个信息记录在飞行计划系统中，针对提供的天气简报类型还提供了一份注释。如果有必要的话，可以参考它在稍后备案或者修订一个飞行计划。在飞机迟到或者通报失踪的时候也会用到它。

标准简报

标准简报是最全面的报告，提供了详细的天气描述。这种类型的简报应该在每次飞行出发前获得，应该在制定飞行计划时使用它。一份标准天气简报如适用于飞行路线的话，则按顺序提供了下列信息。

1. **不利条件** – 这包括那些可能影响取消或者更改飞行路线决定的不利条件的信息。不利条件包括重要天气，例如雷暴或者飞机结冰，或者诸如机场关闭的其他重要事项。
2. **不推荐目视飞行(VFR)** – 如果飞行航线的天气低于 VFR 最低要求，或者根据预报的天气执行 VFR 飞行很不确定，那么简报将会声明 VFR 是不推荐的。由飞行员来决定是否继续进行 VFR 飞行，但是这份报告的忠告应该认真对待。
3. **大纲** – 大纲是对更大的天气图像的概述。大纲提供了影响总体区域的锋面和主要天气系统。
4. **当前条件** – 简报的这部分包含当前云幕高度，能见度，风和温度。如果出发时间在大于 2 小时后，当前条件就不会包含在简报中。
5. **航路预报** – 航路预报是对被提交飞行路线的天气预报的摘要。
6. **目的地预报** – 目的地预报是估计到达时间时目的地机场预期天气的摘要。
7. **高空风和温度** – 高空风和温度温度是飞行航线的特定高度上 风的报告。
8. **航行通告** (Notice to Airmen)- 这部分提供了和飞行航线有关的航行通告信息，它没有在航行通告出版物中发布。出版的航行通告信息只在请求时提供在简报中。
9. **ATC 延误** – 这是任何可能影响飞行的 ATC 延误的简讯。
10. **其他信息** – 在标准简报的结尾，FSS 专家将提供打开一个飞行计划所需的无线电频率，来联系航路飞行报告服务(EFAS)。任何请求的额外信息也会在这个时候提供。

缩写的简报

缩写的简报是标准简报的简化版本。当出发被延误，或者需要特定的天气信息来更新以前的简报时，应该要求缩写的简报。当出现这种情况时，天气专家需要知道以前简报的时间和来

源，这样必要的天气信息才不会被无意的忽略掉。

展望简报

当计划在 6 小时或者更长时间之后出发时，应该要求展望简报。它提供计划飞行时间期限内范围受限的初步预报信息。这种简报是飞行计划信息的很好来源，它可以影响有关飞行航线和高度的决定，以及最终走还是不走的决定。出发前的发布的后续展望简报也是很有用的，因为展望简报总体上只包含基于天气趋势的信息，和出发机场附近地理区域的当前天气信息。

航空天气报告

航空天气报告是为了对当前天气状况给出准确的描述而设计的。每一个报告提供以不同分期更新的当前信息。一些典型的报告是航空例行天气报告(METAR)，飞行员天气报告(PIREPs)，以及雷达天气报告(SDs)。

航空例行天气报告(METAR)

航空例行天气报告或者 METAR 是以标准的国际格式报告的当前地表天气观测资料。虽然 METAR 代码被全球广泛采纳，但是也允许每个国家对代码做出修改。通常地，这些差别是很小的，但是必须适应本地的规程或特殊度量单位。这里对 METAR 的讨论将包含美国使用的原理。

例子:

METAR KGGG 161753Z AUTO 14021G26 3/4SM
+TSRA BR BKN008 OVC012CB 18/17 A2970 RMK
PRESFR

一份典型的 METAR 报告按顺序包含了下列信息：

1. **报告类型** – 有两种 METAR 报告类型。第一种是例行 METAR 报告，每小时传送一次。第二种是航空选择的特殊天气报告(SPECI)。它是一份特殊报告，由于快速变化的天气状况，飞机灾难，或者其他关键信息而随时用它来更新 METAR。
2. **站台代码** – 每一个站台使用四字母代码来识别的，代码由国际民航组织(ICAO)确定。在本土的 48 个州中，唯一的三字母代码之前有字母 K。例如德克萨斯州朗维尤的 Gregg Country 机场代码是 KGGG。K 是目的地所属国家标志，GGG 是机场代码。在世界其他地区，包括阿拉斯加和夏威夷，ICAO 四字母代码的前两位表示地区，国家或者州。阿拉斯加的代码总以字母”PA”开头，夏威夷的代码总以字母”PH”开头。站台代码表可以在 FSS 或者 NWS 办公室找到。
3. **报告日期和时间** – 日期和时间(161753Z)以一组 6 位数字表示。6 位数字的前两位数字表示日期。后 4 位数字是 METAR 的时间，它总是以世界协调时(UTC)给出。附加在时间末尾的字母”Z”表示时间是以”祖鲁”时间(UTC)给出的，而不是本地时间。【祖鲁是

航空英文 Z 的读音(Zulu)，在航空和军事上 Z 时区和民用的 UTC 对应。】

4. **修改者** – 修改者表示 METAR 来自一个自动化的来源或者报告被改正了。如果在报告中列出了"AUTO"符号，报告就来自于一个自动化的来源。它也会在备注部分列出"AO1"或者"AO2"表示自动化站台使用的降水量传感器类型。
   当使用了修改者"COR"时，它表示发送出去的纠正的报告代替先前包含一处错误的报告。
   例子:
   METAR KGGG 161753Z COR
5. **风** – 在风速不超过 99 节时，风用 5 位数字报告，超过 99 节时，以 6 位数字报告。前 3 位数字表示风吹的方向，如果风向是变化的，则以 VRB 报告。后两位数字表示风速的节数，如果风速超过 99 节，则以 3 位数字表示。如果是阵风，那么在风速之后跟字母 G。在字母 G 之后提供了记录的最大阵风速度。如果风向变化超过 60 度，且风速大于 6 节，那么用 V 隔开的单独一组数字将表示风向的极值。
6. **能见度** – 主要能见度以法定英里【statute mile，法定英里等于 5280 英尺，约 1.6 公里】报告，以字母 SM 表示。它用英里数和英里的分数表示。有时，RVR 或者跑道视程(visual range)也在主要能见之后给出。RVR 是飞行员在运动的飞机里顺跑道看的能见距离。当报告 RVR 的时候，用 R 标记，接着是跑道号码，后面跟着斜线，最后是英尺为单位的视程。例如，RVR 报告为 R17L/1400FT，翻译为跑道 17L 的视程为 1400 英尺。
7. **天气** – 天气可以细分为两个不同的范畴：限定词和天气现象(+TSRA BR)。首先，会给出天气的强度，接近和描述符的限定词。强度可能是轻(-)，中(无限定符)，重(+)。接近只表示天气现象在机场附近。符号"VC"表示特定的天气现象在机场的 5 到 10 英里附近。描述符用于描述某些类型的降雨和昏暗。天气现象可能报告为降水，昏暗和其他如猛烈的暴风雪和漏斗云。天气现象开始和结束的描述以及冰雹大小也在报告的注释部分列出。如图 11-2.

Qualifier		Weather Phenomena		
Intensity or Proximity 1	Descriptor 2	Precipitation 3	Obscuration 4	Other 5
- Light	**MI** Shallow	**DZ** Drizzle	**BR** Mist	**PO** Dust/sand whirls
Moderate (no qualifier)	**BC** Patches	**RA** Rain	**FG** Fog	**SQ** Squalls
+ Heavy	**DR** Low Drifting	**SN** Snow	**FU** Smoke	**FC** Funnel cloud
VC in the vicinity	**BL** Blowing	**SG** Snow grains	**DU** Dust	**+FC** Tornado or Waterspout
	SH Showers	**IC** Ice Crystals (diamond dust)	**SA** Sand	**SS** Sandstorm
	TS Thunderstorms	**PL** Ice Pellets	**HZ** Haze	**DS** Dust storm
	FZ Freezing	**GR** Hail	**PY** Spray	
	PR Partial	**GS** Small hail or snow pellets	**VA** Volcanic ash	
		UP *Unknown Precipitation		

The weather groups are constructed by considering columns 1-5 in this table, in sequence; i.e., intensity, followed by descriptor, followed by weather phenomena; i.e., heavy rain showers(s) is coded as +SHRA.
* Automated stations only

Figure 11-2. Descriptors and weather phenomena used in a typical METAR.

8. **天空状况** – 天气状况总是按照数量，高度，和类型或者不确定的云幕高度(垂直能见度)的顺序来报告。云底高度以地面之上百英尺高度为单位用 3 位数字表示。自动化展台不探测和报告 12000 英尺以上的云。云的类型，特别是高耸的积云(TCU)或者积雨云(CB)在报告时会给出它们的高度。缩写式用于描述云层覆盖和朦胧现象的程度。天空覆盖的程度用从等高线到等高线的 8 的分数表示。如图 11-3

Sky Cover	Less than 1/8 (Clear)	1/8 - 2/8 (Few)	3/8 - 4/8 (Scattered)	5/8 - 7/8 (Broken)	8/8 or Overcast (Overcast)
Contraction	SKC CLR FEW	FEW	SCT	BKN	OVC

Figure 11-3. Reportable contractions for sky condition.

9. **温度和露点** – 空气温度和露点总是以摄氏度(18/17)报告。温度低于 0 度时，在数字之前会加上字母 M 来表示负数。
10. **高度计设定** – 高度计设定以一组 4 位数来表示水银柱英寸数(A2970)。它总是以字母 A 开始。升高或下降的压力可能也会在备注部分分别以 PRESRR 或者 PRESFR 表示。
11. **备注** – 在 METAR 的这部分可以出现也可以不出现注释文字。这部分的信息可能包括风的数据，变化的能见度，特殊天气现象的开始和结束，压力信息，和认为必要的很多其他信息。不适用其他任何分类的天气现象的相关注释的一个例子是 :OCNL LTGICCG。这翻译为云中和从云到地面之间偶尔有闪电。自动化站台也使用备注部分来表示设备需要维护。备注部分总是以字母 RMK 开头。

例子:

METAR BTR 161753Z 14021G26 3/4SM -RA BR
BKN008 OVC012 18/17 A2970 RMK PRESFR

解释：

报告类型..............................例行 METAR
地点...................................路易斯安那州 Baton Rouge
日期...................................当月的 16 日
时间...................................17 点 53 分(UTC)时间
修改者................................未报告
风信息................................风向 140 度，21 节，阵风可达 26 节
能见度................................3/4 法定英里
天气...................................小雨和薄雾
天空状况..............................800 英尺云量为 BKN，1200 英尺云量为 OVC。
温度...................................温度 18 摄氏度，露点 17 摄氏度
高度计................................29.70 英寸水银柱
备注...................................大气压力在下降

飞行员天气报告(PIREPs)

飞行员天气报告提供了飞行时有关状况的重要信息，这些信息无法从其他来源收集到。飞行

员可以确认云底和云顶高度，风切变和乱流的地点，以及飞行中结冰的地点。如果云幕高度低于 5000 英尺，或者能见度不大于 5 英里，那么就会要求 ATC 设施向所在区域的飞行员索要飞行员天气报告。当遇到意外的天气状况时，建议飞行员向 FSS 或者 ATC 发送一个报告。当飞行员天气报告被备案后，ATC 设施或者 FSS 将会把它增加到发布系统，给其他飞行员发布简讯，提供飞行中的报告。

飞行员天气报告易于备案，有一个标准报告格式描述了它们被备案的方式。图 11-4 显示了飞行员天气报告表格的要素。从第一项到第五项是制作报告时要求的信息，以及遇到的至少一个天气现象。飞行员天气报告通常以单份报告传送，但是也可能附加在一份地面天气报告之后。飞行员天气报告易于解码，报告中使用的大所属缩写是自解释的。

ENCODING PILOT WEATHER REPORTS (PIREPS)		
1. UA	Routine PIREP, UUA-Urgent PIREP.	
2. /OV	Location:	Use 3-letter NAVAID idents only. a. Fix: /OV ABC, /OV ABC 090025. b. Fix: /OV ABC 045020-DEF, /OV ABC-DEF-GHI
3. /TM	Time:	4 digits in UTC: /TM 0915.
4. /FL	Altitude/Flight Level:	3 digits for hundreds of feet. If not known use UNKN: /FL095, /FL310, /FLUNKN.
5. /TP	Type Aircraft:	4 digits maximum, if not known use UNKN: /TP L329, /TP B727, /TP UNKN.
6. /SK	Cloud Layers:	Describe as follows: a. Height of cloud base in hundreds of feet. If unknown, use UNKN. b. Cloud cover symbol. c. Height of cloud tops in hundreds of feet.
7. /WX	Weather:	Flight visibility reported first: Use standard weather symbols, Intensity is not reported: /WX FV02 R H, /WX FV01 TRW.
8. /TA	Air Temperature in Celsius:	If below zero, prefix with a hyphen: /TA 15, /TA -06.
9. /WV	Wind:	Direction and speed in six digits: /WV 270045, /WV 280110.
10. /TB	Turbulence:	Use standard contractions for intensity and type (use CAT or CHOP when appropriate). Include altitude only if different from /FL, /TB EXTREME, /TB LGT-MDT BLO 090.
11. /IC	Icing:	Describe using standard intensity and type contractions. Include altitude only if different than /FL: /IC LGT-MDT RIME, /IC SVR CLR 028-045.
12. /RM	Remarks:	Use free form to clarify the report and type hazardous elements first: /RM LLWS -15 KT SFC-030 DURC RNWY 22 JFK.

Figure 11-4. PIREP encoding and decoding.

例子:

UA/OV GGG 090025/ M 1450/ FL 060/ TP C182/ SK
080 OVC/ WX FV 04R/ TA 05/ WV 270030/ TB LGT/
RM HVY RAIN

解释:

类型 ....例行飞行员天气报告
地点...............................Gregg County VOR 的 90 度方向 25 海里处
时间...............................1450 祖鲁时间
高度或者飞行高度...............6000 英尺

飞机类型............................Cessna 182
天空云量............................8000 英尺高度，乌云覆盖
能见度/天气........................雨中 4 英里
温度..................................5 摄氏度
风....................................270 度 30 节
乱流强度............................轻
结冰情况............................未报告
备注..................................雨很大

雷达天气报告(SD)

降雨和雷暴区域是由雷达例行观测的。雷达天气报告由雷达站在每小时过 35 分钟后发布，有必要话会发布特殊报告。

雷达天气报告提供降雨量回波顶的类型，强度和位置信息。如图 11-5

SYMBOL	MEANING
R	Rain
RW	Rain Shower
S	Snow
SW	Snow Shower
T	Thunderstorm
SYMBOL	**INTENSITY**
-	Light
(none)	Moderate
+	Heavy
++	Very Heavy
X	Intense
XX	Extreme
CONTRACTION	**OPERATIONAL STATUS**
PPINE	Radar is operating normally but there are no echoes being detected.
PPINA	Radar observation is not available.
PPIOM	Radar is inoperative or out of service.
AUTO	Automated radar report from WSR-88D.

Figure 11-5. Radar weather report codes.

这些报告也可能包括降雨区域的方向和速度，以及百英尺为单位(MSL)的降雨区高度和底部。RAREPs 对于飞行前计划是特别有价值的，可以帮助避免严重的天气区域。然而，雷达只观测大气中大到足够被认为是降雨的目标。雷达不观测云底，云顶，云幕，以及能见度。

一份典型的 RAREP 会包含:

- 位置标志符和雷达观测时间
- 回波模式
  1. 线(LN) – 线状降雨回波至少 30 英里长，至少是它的宽度的 4 倍，在线状区域内至少 25%的覆盖度。
  2. 区域(AREA) – 一组类似类型的回波，但是不是线状的。
  3. 单元型(CELL) – 一个单独的对流性回波，例如阵雨。

- 以十分之几确定的区域覆盖
- 天气的类型和强度
- 很多点的真北向方位角和距雷达站的距离海里数定义了回波模式。对于线和区域模式，将有两个定义模式的方位角和距离组合。对于单元，只有一组方位角和距离。
- 回波模式的尺寸- 当方位角和距离只定义了模式的中心线时就会给出回波模式的尺寸。
- 单元运动 – 只有单元才会对运动编码，不会对线和区域的运动编码。
- 降雨的最大顶部和位置 。最大顶部可能用符号 MT 或者 MTS 编码。如果是用 MTS 编码的，它的含义是卫星数据和雷达信息被用于测量降雨的顶部。
- 如果在报告中出现 AUTO，它的含义是报告自动的来自于 WSR-88D 天气雷达数据。
- 最后一部分主要是用于准备雷达天气摘要图，但是可以在飞行前使用，来计算一个特定格状方框内的最大降雨强度。数字越高，强度越大。出现在方格框基准后面的两个或多个数字，例如 PM34 表示连续方格框内的降雨。

例子：

TLX 1935 LN 8 TRW++ 86/40 199/115
20W C2425 MTS 570 AT 159/65 AUTO
^MO1 NO2 ON3 PM34 QM3 RL2=

解释：

雷达天气报告给出了下列信息：这份报告是自动的来自于奥克拉河马市，生成时间是 19:35UTC。这份雷达报告的回波模式表明一条回波线覆盖了十分之八的区域。也标明了有雷暴和非常强的阵雨。下一组数字表示定义回波的方位角(86 度方向 40 海里，199 度距离 115 海里)。下一个是给出的回波尺寸是 20 海里宽(方位角和距离定义的线的每一边距离都是 10 海里)。线中的单元以 25 节速度从 240 度移动。根据卫星和雷达确定的降雨的最大顶部是 57000 英尺，位于 159 度方位，65 海里远。最后一行表示降雨的强度，例如在方格中 QM 其强度是 3 或者大雨。(1 表示轻，6 表示最强)

航空预报

观测的天气状况报告经常用在同一区域的预报制作中。在飞行前计划阶段使用了很多种不同的预报产品。飞行员需要熟悉的印刷的预报是终端机场预报(TAF)，航空区域预报(FA)，飞行中天气报告(SIGMET,AIRMET)，以及风和温度高空预报(FD)。

终端机场预报(TAF)

终端机场预报是为一个机场周围 5 法定英里半径确立的报告。TAF 报告通常是较大的机场才有。每一份 TAF 报告有效期只有 24 小时，每天更新 4 次，时间分别为 00:00Z，06:00Z,12:00Z,18:00Z。TAF 报告使用和 METAR 报告中相同的描述符号和缩写。

终端预报顺序的包含了下列信息:

1. 报告类型 – TAF 可以是例行预报(TAF)或者是修正的预报(TAF AMD)。
2. IACO 站台代码 – 站台代码和 METAR 中使用的代码一样。
3. 最初发出日期和时间 – TAF 发出的日期和时间用 6 位数字代码给出，前两个是日期，后四位数字是时间。时间总是以 UTC 方式提供，在时间后加 Z 表示。
4. 有效期日期和时间 – 有效的预报时间周期用一组 6 位数字给出。前两个数字表示日期，随后的两位数字表示有效期的开始时间，最后的两位数字表示有效期的结束时间。
5. 预报的风 – 风向和速度预报以一组 5 位数字表示。前三位表示相对于真北方向的风方向。后两位数字表示以节(用字母 KT 表示)为单位的风速。和 METAR 报告一样，大于 99 节的风速用三位数字表示。
6. 预报的能见度 – 预报的能见度用法定英里给出，可能是整数或者分数。如果预报值大于 6 英里，将编码为 P6SM。
7. 预报的重要天气 – 在 TAF 报告中编码的天气现象和 METAR 中的格式一样。如果在预报时间周期内预期没有重要天气，符号 NSW 将会包含在"生成的"或"短暂的"天气组。
8. 预报的天气状况 – 预报的天气状况以和 METAR 相同的方式给出。只有积雨云在 TAF 报告的这部分预报，而不是 METAR 报告中预报积雨云和高耸的积云。
9. 预报的变化组 – 对于 TAF 时间周期内的任何重要天气变化，预期的状况和时间周期会包含在这组内。这个信息可能显示为来源(FM),生成的(BECMG),和短暂的(TEMPO)。通常，当预期在一个小时内有快速和重要变化时使用 From。当预期在不超过两个小时内的时间周期天气逐渐变化，就使用 Becoming。Temporary 用于天气的短暂波动，预期持续不超过一小时。
10. 预报的可能性 – 可能性预报是给出一个百分比，它说明将来的几小时内发生雷暴和降雨的可能性。这个预报不用于 24 小时预报的前 6 小时。

例子:

TAF
KPIR 111130Z 111212 15012KT P6SM BKN090
TEMPO 1214 5SM BR
FM1500 16015G25KT P6SM SCT040 BKN250
FM0000 14012KT P6SM BKN080 OVC150 PROB40
0004 3SM TSRA BKN030CB
FM0400 1408KT P6SM SCT040 OVC080 TEMPO
0408 3SM TSRA OVC030CB
BECMG 0810 32007KT=

解释:

这是南达科塔州，皮埃尔的例行 TAF 报告，于本月 11 日，UTC 时间 11 点 30 分，有效期为 24 小时，从 11 日的 12:00UTC 到 12 日的 12:00UTC。风向 150 度，风速 12 节，能见度大于 6 法定英里，9000 英尺高度有短暂的碎云，在 12 点至 14 点之间，薄雾中能见度为 5 法定英里，从 15:00UTC,风向 160 度，风速 15 节，阵风达 25 节，能见度大于 6 法定英里，云在 4000 英尺高度散开，25000 英尺有碎云。从 00:00UTC 开始，风向

140 度，风速 12 节，能见度大于 6 法定英里，在 8000 英尺形成碎云，云在 15000 英尺覆盖，在 00:00UTC 到 04:00UTC，能见度 3 法定英里有 40%的可能性，有中度下雨的雷暴，积雨云在 3000 英尺破碎，从 04:00UTC，风向 140 度，风速 8 节，能见度大于 6 英里，云在 4000 英尺处分散，在 8000 英尺覆盖，在 04:00 到 08:00 之间短暂的，能见度 3 英里，中度下雨的雷暴，积雨云覆盖在 3000 英尺，在 08:00 到 10:00 之间生成，风向 320 度，风速 7 节。=为报告结束。

区域预报

航空区域预报给出了一个包含几个州的较大区域预期的云量，总体天气状况和目视天气条件(VMC)的概貌。在本土的 48 个州有 6 个区域发布区域预报。区域预报每天发布 3 次，有效时长 18 小时。这种预报为航线运行提供了至关重要的信息，也为那些没有终端预报的较小的机场提供预报信息。

区域预报通常以 4 部分传播，包含下列信息：

1. **报头** – 这部分给出了区域预报来源的地点代码，发布的日期和时间，有效的预报时间，和覆盖的区域。

例子:

DFWC FA 120945
SYNOPSIS AND VFR CLDS/WX
SYNOPSIS VALID UNTIL 130400
CLDS/WX VALID UNTIL 122200…OTLK VALID
122200-130400
OK TX AR LA MS AL AND CSTL WTRS

解释：

航空预报给出了由达拉斯 佛特 沃思 提供的信息，覆盖区域为俄克拉荷马，德克萨斯，阿肯色，路易斯安那，密西西比，和阿拉巴马，以及一部分海湾沿海水域。发布时间是本月 12 日的 9:45。这份摘要有效期为从发布之时开始到 13 日的 04:00。这份区域预报上的 VFR 云量和天气信息在 12 日 22:00 之前有效，展望部分有效期为 13 日临晨 04:00 之前。

2. **预防信息综述** – IFR 状况，山区的昏暗天气，以及雷暴危险在这部分描述。综述中和高度有关的用 MSL 表示，如果是别的，将会用 AGL 或者 CRG(ceiling)注明。

例子：

SEE AIRMET SIERRA FOR IFR CONDS AND
MTN OBSCN.
TS IMPLY SEV OR GTR TURB SEV ICE LLWS

AND IFR CONDS.
NON MSL HGTS DENOTED BYAGL OR CIG.

解释：

区域预报包括 VFR 云量和天气，因此预防信息综述发出警告 IFR 状况和山区的朦胧天气以飞行员天气信息(AIRMET)的 S 作为参考。代码 TS 表示雷暴的可能性，意味着可能出现严重的或者更强的紊流，严重的结冰，低空风切变，以及 IFR 状况。预防综述信息的最后一行提醒用户大部分高度是平均海平面高度(MSL)。不是平均海平面高度的那些数字将是离地高度(AGL)或者云幕高度(CIG)。

3.**纲要** – 纲要部分给出了一个用于识别压力系统，锋面和循环模式位置和运动的简略概要。

例子：

SYNOPSIS…LOW PRES TROF 10Z OK/TX PNHDL
AREA FCST MOV EWD INTO CNTRL-SWRN OK
BY 04Z. WRMFNT 10Z CNTRL OK-SRN AR-NRN
MS FCST LIFT NWD INTO NERN OK-NRN AR
EXTRM NRN MS BY 04Z.

解释：

从 10:00UTC 时间开始，有一个低压经过俄克拉荷马和德克萨斯的狭长地区，预计它将向东移动，04:00UTC 之前进入俄克拉荷马中西南地区。10:00UTC 时，一个暖锋位于俄克拉荷马中部地区，阿肯色南部和密西西比州北部，预计向西北地区升高而进入俄克拉荷马西北和阿肯色北部，最后 04:00UTC 之前到密西西比州北部。

4.**VFR 云量和天气** – 这部分列出了在随后 12 小时预期的天空条件，能见度和天气，以及后续 6 小时的天气展望。

例子:

S CNTRL AND SERN TX
AGL SCT-BKN010. TOPS 030. VIS 3-5SM BR.
14-16Z BECMG AGL SCT030. 19Z AGL SCT050.
OTLK…VFR
OK
PNDLAND NW…AGL SCT030 SCT-BKN100.
TOPS FL200.
15Z AGL SCT040 SCT100. AFT 20Z SCT TSRA
DVLPG..FEW POSS SEV. CB TOPS FL450.
OTLK…VFR

解释:

在德克萨斯中南和东南部，有散云到碎云层，从离地高度 1000 英尺到云顶 3000 英尺，雾中的能见度为 3 到 5 法定英里。在 14:00UTC 到 16:00UTC 之间，云底高度预计会增加到 3000 英尺离地高度(AGL)。19:00UTC 之后，云底预计继续增加到 5000 英尺离地高度，预计符合 VFR 条件。

在俄克拉荷马西北和狭长地带，3000 英尺云量稀疏，在 10000 英尺离地高度有稀疏到破碎的云层，其云顶在 20000 英尺。在 15:00UTC，最低云底高度预计增加到 4000 英尺离地高度，且在 10000 英尺有稀疏云层。20:00UTC 之后，预报认为(call for)随着雨量增加会有分散的雷暴，少量会变得严重；积雨云顶将高达飞行高度层 450 或者 45000 英尺平均海平面高度。

应该说明的是，在区域预报中提供信息时，地点可能是用州，地区，或者特定的如山区这样的地理特征来给出的。如图 11-6 给出了一张有 6 个预报区的区域预报图，有州，地区性区域和共同的地理特征。

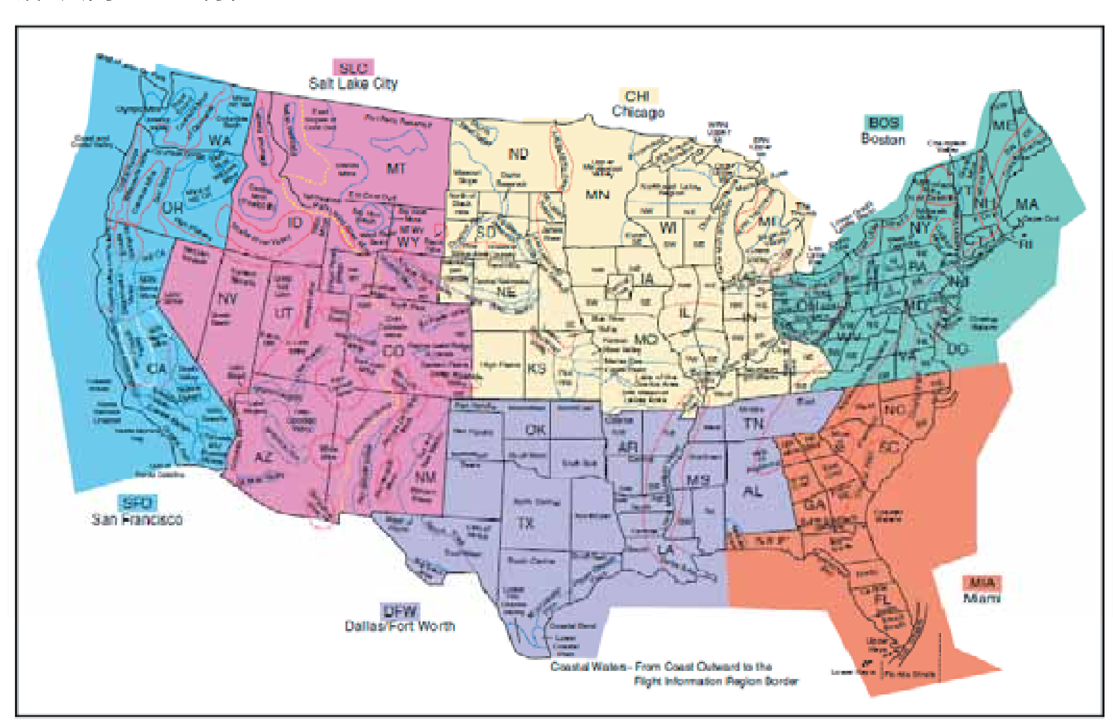


Figure 11-6. Area forecast region map.

【区域预报分区把美国本土的 48 个州分成 6 个不同的地区，分别为 SFO,DFW,SLC,MIA,BOS,以及 CHI，即旧金山，达拉斯 福特 沃思，盐湖城，迈阿密，波斯顿，芝加哥】

飞行中天气报告

飞行中天气报告是提供给在飞行途中的飞机的预报，详细的说明了潜在的危险天气。飞行员在出发前为了制定飞行计划也可以获得这些报告。飞行中天气报告是以 AIRMET，SIGMET 或者对流性 SIGMET 的形式发布的。

飞行员气象信息(AIRMET)

AIRMETs(WAs)是飞行中天气报告的实例，它每 6 小时发布一次，如有必要，会为特定的区域预报区发布中间的更新。AIRMET 中包含的信息是关系所有飞机的运行利害的，但是天气部分涉及到被认为对轻型飞机和那些运行能力有限的飞机有潜在危险的天气现象。AIRMET 包含下列预报：中度结冰，中度紊流，30 节或者更大的持续地面风，云幕高度小于 1000 英尺和/或能见度小于 3 英里的广袤地区，以及大范围的山区朦胧天气。

每一个 AIRMET 报告都有一个固定的数字字母标志符，以第一次发行日开头，顺序编号易于查找。 SIERRA 是用来表示仪表飞行规则和山区朦胧的 AIRMET 代码；TANGO 用于表示紊流，强地面风，以及低空风切变；ZULU 用于表示结冰和冰点高度。
【SIERRA,TANGO,ZULU 分别表示通信中的英文字母 S,T,Z】

例子：

DFWTWA 241650
AIRMET TANGO UPDT 3 FOR TURBC… STG
SFC WINDS AND LLWS VALID UNTIL 242000
AIRMET TURBC… OK TX…UPDT
FROM OKC TO DFW TO SAT TO MAF TO CDS
TO OKC OCNL MDT TURBC BLO 60 DUE TO
STG AND GUSTY LOW LVL WINDS. CONDS
CONTG BYD 2000Z

解释：

这份 AIRMET 由达拉斯福特沃思于本月 24 日 16:50UTC 发布的。在这第三次的更新时，由于紊流，强地面风，和低空风切变而发布了 AIRMET Tango，截至时间为同一天的 20:00UTC。AIRMET 的紊流部分是为俄克拉荷马和德克萨斯更新的。它定义了一个区域，范围是从俄克拉荷马市到德克萨斯的达拉斯，到圣安东尼，到德克萨斯的米德兰德，到德克萨斯的乔德瑞斯，到俄克拉荷马市，这一范围由于强烈的低空阵风将遇到 6000 英尺以下的偶然性中度紊流。也要注意这些条件按遇到会持续到 20:00UTC 之后。

重要气象信息(SIGMET)

SIGMETs(WSs)是和非对流性天气有关的飞行中天气报告，这种天气对所有飞机都有潜在危险。它们报告的天气预报包含和雷暴无关的严重结冰，和雷暴无关的严重或极强紊流或晴空乱流(CAT)，较低地面的尘暴和沙暴，或者飞行中能见度低于 3 英里，以及火山灰。

SIGMET 是不定期预报，有效时间为 4 小时，但是如果 SIGMET 和飓风【一种猛烈的热带风暴，形成于大西洋或加勒比海赤道地区，从形成地向北、西北或东北移动，通常携有大量雨水，风速高达 120 公里/小时以上】有关，那么有效时间为 6 小时。

SIGMET 是按照从 N 到 Y 的字母代码顺序发布的，不包括 S 和 T。SIGMET 的第一次发布被指定为一个 UWS，或紧急天气的 SIGMET(Urgent Weather SIGMET)。相同天气现象再一次发布 SIGMET 就按顺序编号，直到天气现象结束。

例子：

SFOR WS 100130
SIGMET ROME02 VALID UNTIL 100530
OR WA
FROM SEA TO PDT TO EUG TO SEA
OCNL MOGR CAT BTN 280 AND 350 EXPCD
DUE TO JTSTR.
CONDS BGNG AFT 0200Z CONTG BYD 0530Z .

解释：

这是 SIGMET R 第二次，即这一天气现象的第二次发布。有效截止时间为本月 10 日的 05:30UTC。这个 SIGMET 是为俄勒冈和华盛顿地区的，一个定义去区域从从西雅图到波特兰，到尤金到西雅图。它认为由于急流【一种高速的、弯曲的风流，通常以超过每小时 400 公里(250 英里）的速度从西刮来，高度达 15 至 25 公里(10 至 15 英里)】的地点而在 28000 英尺到 35000 英尺偶尔出现中度或较强晴空乱流。这些状况将从 02:00UTC 之后开始，在这个 SIGMET 的预报范围 05:30UTC 之后会继续。

重要的对流性气象信息(WST)

对流性 SIGMET(WST)是针对影响每次飞行安全的危险对流性天气而发布的飞行中天气报告。对流性 SIGMET 是为地面风超过 50 节的严重雷暴，在地面直径大于或者等于 3/4 英寸的冰雹，或者龙卷风而发布的。【美国是一个龙卷风盛行的国家。】发布它们也可以是为了向飞行员提醒内涵式雷暴，雷暴带，或者强降雨雷暴，这种雷暴影响 3000 平方英尺或更大范围的 40%以上。

对流性SIGMET针对本土48个州的每个地区都发布，但是不包括阿拉斯加和夏威夷。对流性SIGMET的发布有美国东部(E)，西部(W)和中部(C)。每一个报告在每小时的55分钟发布，但是特殊报告可能因任何原因而临时发布。每一份预报的有效时间为2小时。它们每天按1-99顺序编号，从00:00UTC开始。如果没有危险天气，对流性SIGMET也会被发布；但是，它会声明”对流性SIGMET ....无”(“CONVECTIVE SIGMET.... NONE.”)

例子：

MKCC WST 221855
CONVECTIVE SIGMET 21C
VALID UNTIL 2055
KS OK TX
VCNTY GLD-CDS LINE

NO SGFNT TSTMS RPRTD
LINE TSTMS DVLPG BY 1955Z WILL MOV EWD
30-35 KT THRU 2055Z
HAIL TO 2 IN PSBL

解释：

这份对流性 SIGMET 预报提供了下列信息:WST 表示这是一份对流性的 SIGMET 报告。当前日期是本月的 22 日，发布时间为 18:55UTC。它的编号是 21C，表示是顺序报告中的第 21 个，C 表示为美国中部地区发布的。这份报告的有效时间为 20:55UTC 时间之前的两个小时。这个对流性 SIGMET 的预报区域是从堪萨斯，俄克拉荷马到德克萨斯，在从堪萨斯的古德兰德到德克萨斯的乔德瑞斯一线附近。报告中无重要的雷暴气象，但是一个雷暴带将在 19:55UTC 之前产生到 20:55UC，以 30-35 节速度向东移动。随着生成的雷暴，冰雹大小可能达 2 英寸。

风和温度高空预报(FD)

风和温度高空预报提供了美国本土特定地点的风和温度高空预报，包括阿拉斯加和夏威夷的联网地点。这个预报根据无线电探空仪在 00:00UTC 到 12:00UTC 之间的高空观测，每天生成 2 份报告。

从 12000 英尺开始使用真实高度，18000 英尺以上使用压力高度。风向总是真北向为基准方向，风速的单位为节。温度用摄氏度表示。当一个给定高度在站台海拔高度的 1500 英尺之内时，不会对风进行预报。【因为不属于高空数据，高度太低】类似的，任何在站台海拔高度 2500 英尺之内的测量站，都会不对温度进行预报。

如果预报风速会大于 100 节而小于 199 节，计算机会为风向增加 50 而风速减 100。要解码这组数据，就要使用反向推演。例如，数据如 731960，那么 73 减去 50，19 加上 100，那么风将是 230 度方向，119 节速度，温度为零下 60 度。如果预报风速为 200 节或者更大，风的这组数据会编码成 99 节。例如，当数据为 7799 时，77 减去 50，99 加上 100，那么风就是 270 度方向，风速为 199 节或者更大。当预报风速为平静的或风速低于 5 节时，数据组会编码为 9900，它的意思是微弱的变化的风。如图 11-7

FD KWBC 151640
BASED ON 151200Z DATA
VALID 151800Z FOR USE 1700-2100Z
TEMPS NEGATIVE ABV 24000

FD	3000	6000	9000	12000	18000	24000	30000
AMA		2714	2725+00	2625-04	2531-15	2542-27	265842
DEN			2321-04	2532-08	2434-19	2441-31	235347

Figure 11-7. Winds and temperatures aloft forecast.

图 11-7 的解释

报头表示这份风和温度高空预报(FD)是根据 12:00UTC 无线电探空仪于本月 15 日 16:40UTC 时传送的。生效效时间为当日的 18:00UTC，应该用于时间段 17:00UTC 到 21:00UTC。报头也表明平均海平面 24000 英尺之上的温度为零下。由于 24000 英尺之

上的温度为零下，就省略了负号。

4 个数字一组的数据表示以真北向为基准的风向，以及以节为单位的风速。在德克萨斯的阿玛里诺(AMA)高度为 3605 英尺，因此预报风的最低可报告高度为 6000 英尺。对这种情况，2714 的意思是预报风向为 270 度，风速为 14 节。

6 个数字一组的数据包含了预报的高空温度。丹佛(DEN)的海拔高度为 5431 英尺，因此对于风和温度预告的最低可报告高度为 9000 英尺。这时，2321-04 表示预报风向为 230 度，风速 21 节，温度零下 4 度。

天气图

天气图是一种描述当前的或预报的天气的图形化图表。它们提供了美国的总体气象图形，应该在飞行计划的开始阶段使用它们。通常的，天气图显示了主要天气系统和锋面的运动。地面分析图，天气描述图，和雷达概要图是当前天气信息的来源。重要的天气预兆图为天气前景提供了总体预报。

地面分析图

地面分析图描述了对当前地表天气的分析。如图 11-8.这个图是计算机处理过的报告，每 3 小时传送一次，覆盖范围是本土 48 个州和邻近地区。地面分析图显示了高低压区域，锋面，温度，露点，风向和风速，局部天气，以及可见的障碍物。

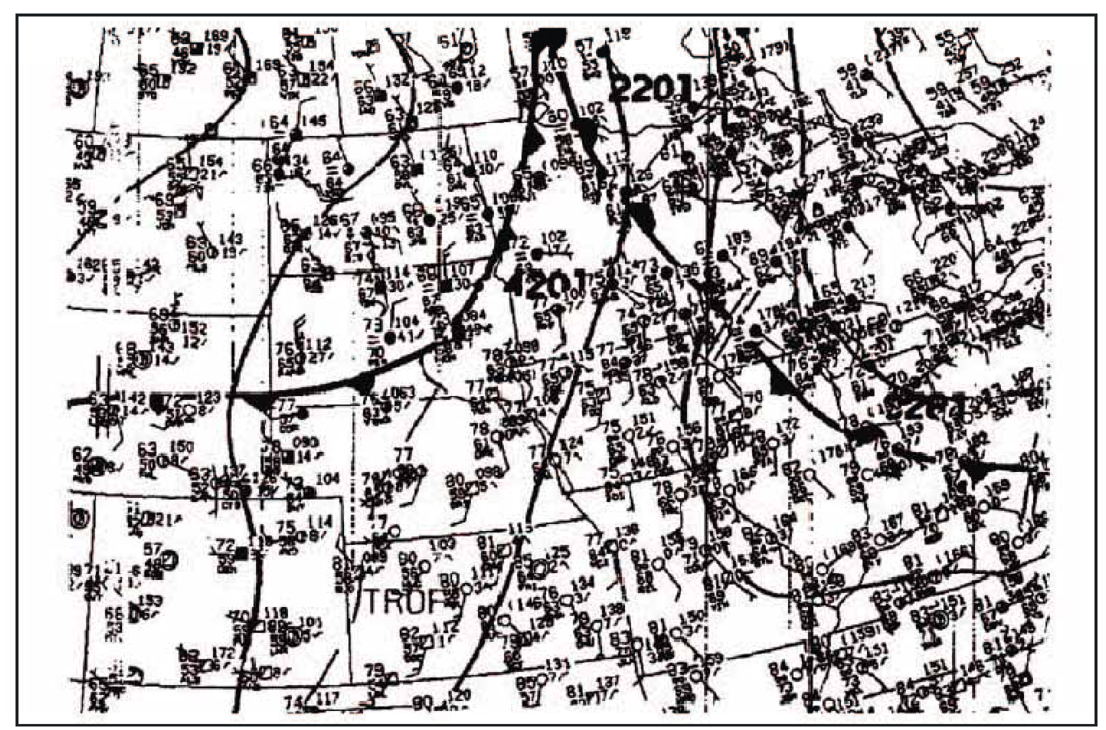


Figure 11-8. Surface analysis chart.

美国境内报告点的地面天气观测也在这张图上标注。每一个报告点都用填图格式表示。如图 11-9.

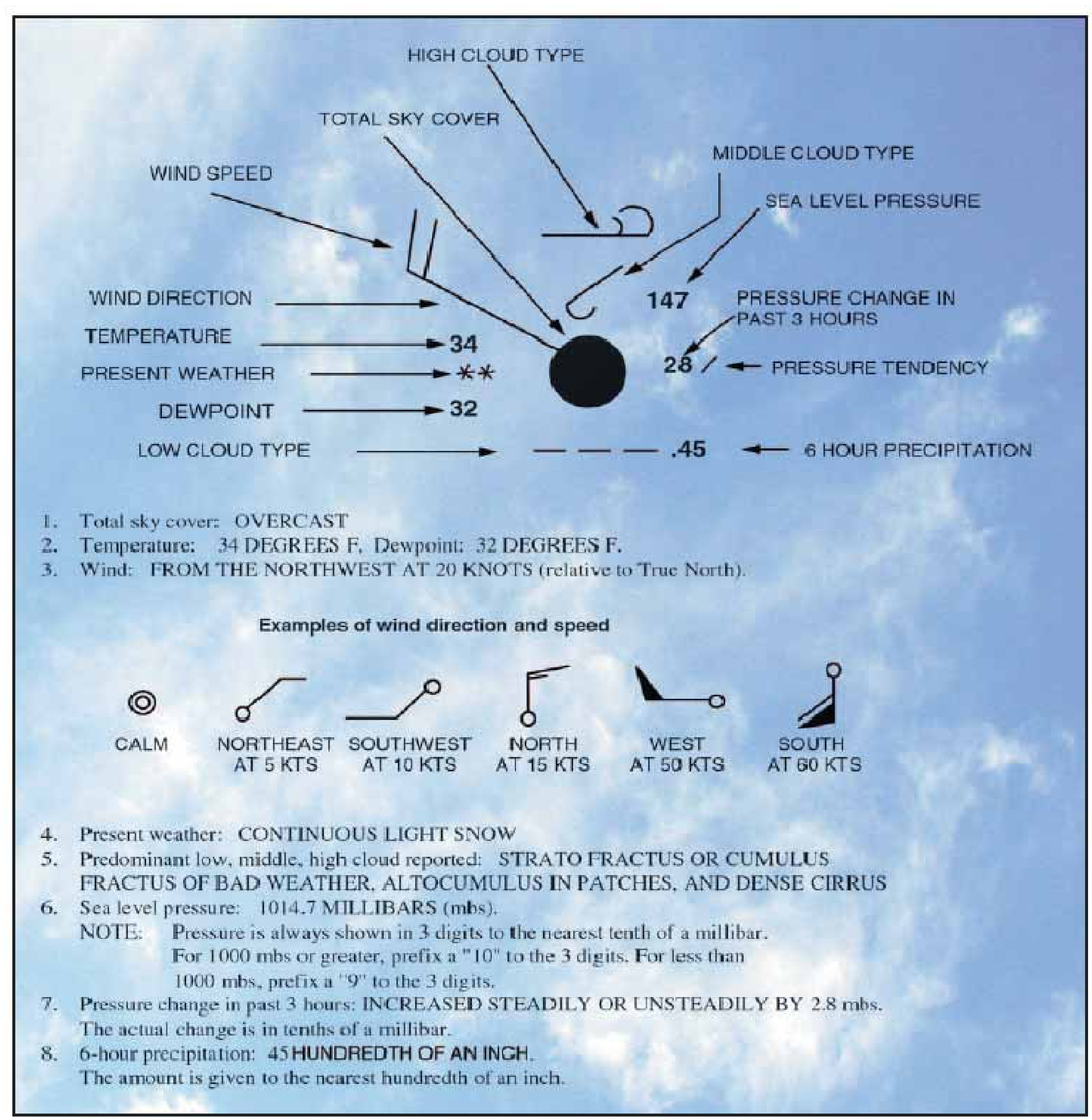


Figure 11-9. Sample station model and weather chart symbols.

一份填图格式包含：

1. **观测类型** - 圆形表示是一个正式的天气观测器生成的观测。而方形表示观测是来自自动化观测站。观测站可以是远离海岸的船只，水中的浮标，或者远离海岸的平台。
2. **天空覆盖**(sky cover) – 填图格式表示出总体的天空覆盖，分别表示为晴空的(clear),稀疏的(scattered),碎云的(broken),多云的(overcast),昏暗的(obscured)或部分昏暗的。
3. **云** – 云的类型是用特定的符号表示的。低云符号位于填图格式的下方，而中高云符号位于填图格式的直上方。通常，填图格式只用一种云类型表示。
4. **海平面压力** – 海平面压力用最近的 10 份毫巴的 3 位数字表示。对于 1000 毫巴或者更大，在 3 位数字前加 10。对于 1000 毫巴以下，在 3 位数字之前加 9。
5. **压力变化/趋势** – 压力变化用过去 3 小时内十分之一毫巴值表示。符号位于海平面压力的正下方。【气压变化量精确到 0.1 毫巴】
6. **降水量** – 过去 6 小时已经降落的降水记录到最近的百分之一英寸。【即精确到 0.01 英寸】
7. **露点** – 露点用华氏度表示。

8．**当前天气** – 有超过 100 个天气符号来描述当前的天气。
9．**温度** – 温度用华氏度表示。
10．　　**风** – 风的真实方向用风指向线表示，表示风来自于这个方向。短线等于 5 节风速，长线等于 10 节风速，细长三角旗等于 50 节风速。

天气描述图

天气描述图详细的描述了来自 METAR 和其他地面观测资料的地面条件。

天气描述图是每 3 小时由计算机处理和传送一次，开始时间为 01:00UTC，在绘图数据时有效。它是通过给出美国的天气全景来用于飞机计划制定的。如图 11-10

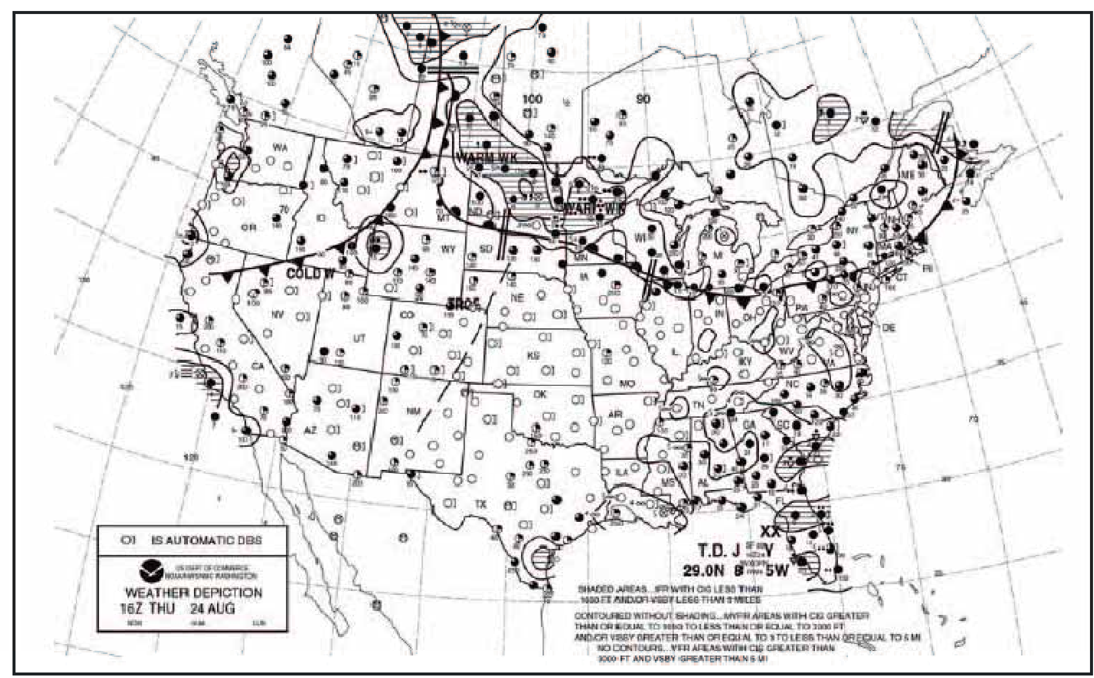


Figure 11-10. Weather depiction chart.

这种类型的图表通常显示了主要的锋面和高低压区域。天气描述图也提供 IFR，VFR 和 MVFR(边际 VFR)天气的图形化显示。IFR 条件(云幕高度小于 1000 英尺，能见度小于 3 英里)的地区用实线轮廓的阴影区域表示。MVFR(云幕高度 1000 英尺到 3000 英尺，能见度 3 英里到 5 英里)地区用实线轮廓的非阴影区域表示。VFR(无云幕或者云幕高度大于 3000 英尺，能见度大于 5 英里)区域是没有轮廓的。

天气描述图显示了一个修改的填图格式，它用总体天空覆盖，云高度和云幕高度，天气和能见度障碍的格式来提供天空条件，但是不包括如地面分析图上的风和压力读数。填图格式右侧的右方括号(])表示观测是由自动化观测站完成的。填图格式的详细解释在前面的地面分析图中已经讨论过。

雷达摘要图

雷达摘要图是图形化表示的雷达天气报告(SDs)汇编。如图 11-11.这个图在每小时的 35 分钟发布一次。它显示了降水区域以及和降水特性有关的信息。如图 11-12.

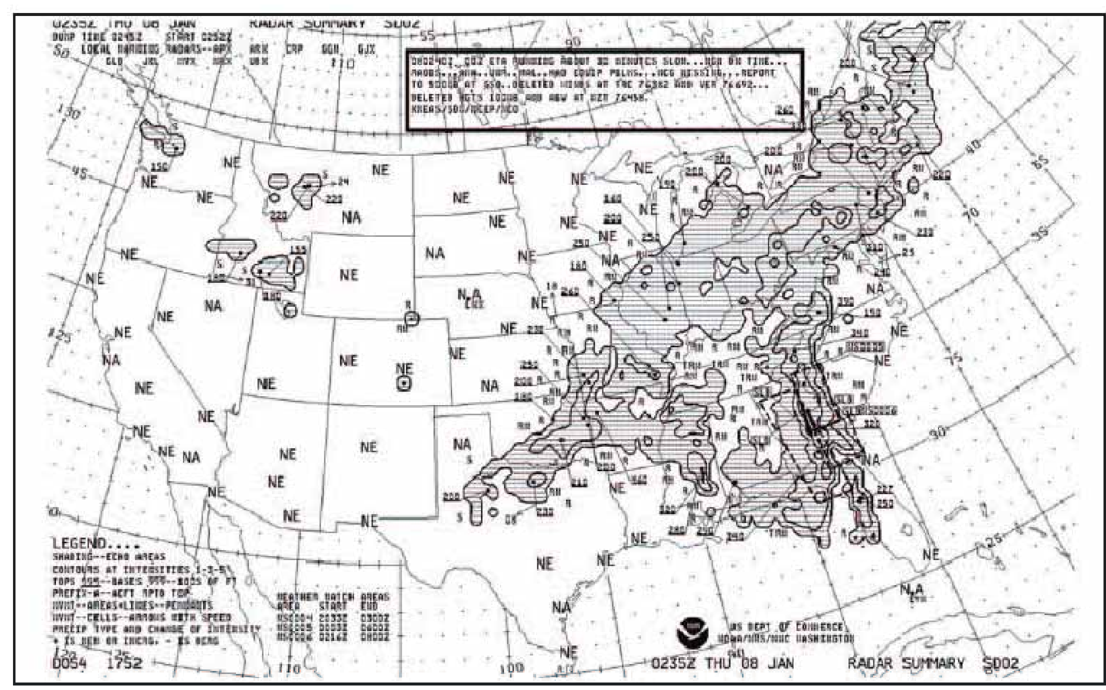


Figure 11-11. Radar summary chart.

【上图中美国本土的右下角有重要天气警戒，用粗的虚线框表示。】

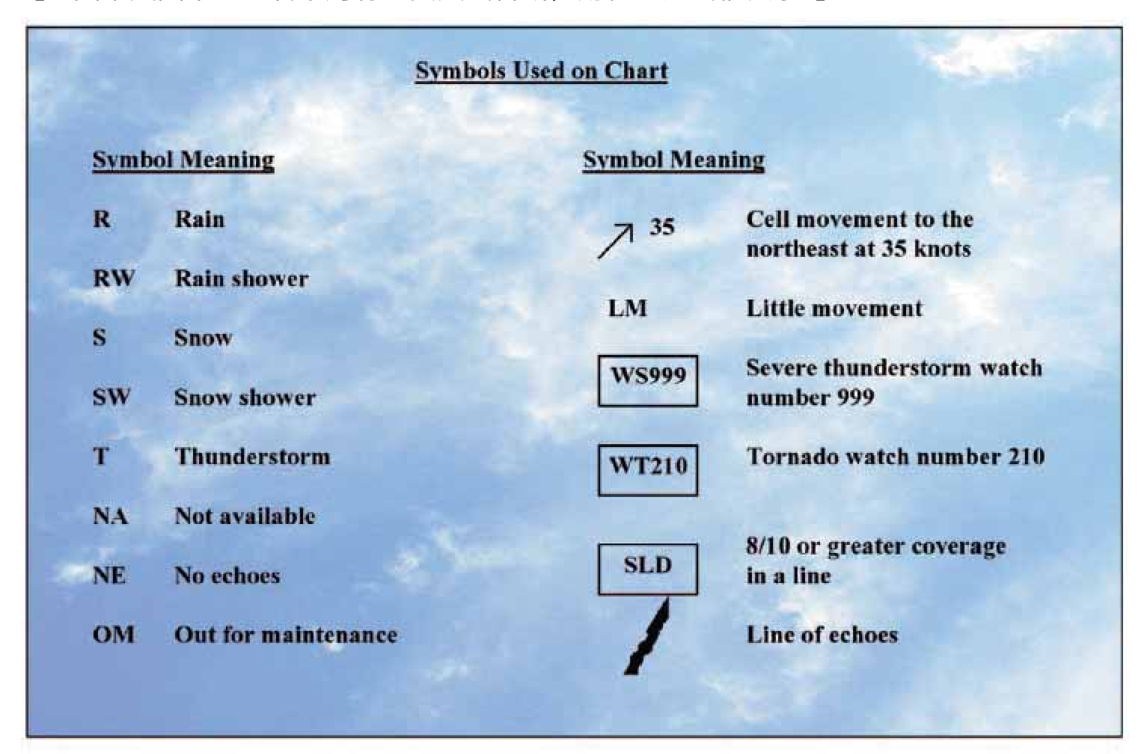


Figure 11-12. Intensity levels and contours, and precipitation type symbols.

一份雷达摘要图包括：

1. 无信息 – 如果没报告信息，图表会标注“NA”。如果没有检测到回波，那么会用“NE”表示。
2. 降水强度等值线 – 降水强度可以用 6 个级别中的一级表示，在图表上用 3 个等值间隔线表示。

3. 回波顶高度 – 回波顶的高度用平均海平面的百英尺表示。
4. 单元的运动 – 独立单元的运动用指向运动方向的箭头表示。运动的速度是箭头顶部的数字，单位是节。LM 表示很小的运动。
5. 降水类型 – 降水类型在图上用特殊符号标注。这些符号和在 METAR 图中的符号不一样。
6. 回波外形 – 回波显示成区域，单元和线形。
7. 天气警戒 - 龙卷风或严重雷暴的严重天气警戒区用粗虚线框标注。

雷达摘要图是飞行前计划的非常有用的工具。然而，它确实有几个使用方面的限制。这个图只描述了降雨的地区。它不会显示那些没有可测量的降水量或云底云顶高度的云雾地区。雷达摘要图是对当前降水情况的描述，应该和当前的 METAR 及天气预报结合使用。

重要天气预测图

重要天气预测图是针对从地面到到 FL240(24000 英尺)的低空重要天气,也指 400 毫巴高度，和从 FL250 到 FL600(25000-60000 英尺)的高空重要天气。这里的讨论主要涉及低空重要天气预测图。

低空图有两种形式：12-和 24-小时预报图，和 36-、48-小时地面预报图。第一种图是 4 版合一图，包含重要天气和地面天气的 12-、24-小时预报。图表每天发布 4 次，时间分别是 00:00UTC,06:00UTC,12:00UTC,18:00UTC。图的有效时间印在每版的左下角。

上面的两幅图显示了预报的重要天气,它可能包含非对流性紊流,冰点高度,和 IFR 或 MVFR 天气。中等后者更强的紊流区域用虚线框包围起来。在这些地区的数字表示了紊流的高度，单位是平均海平面以上百英尺。横线下的数字表示紊流区的底部高度，而上面的数字表示紊流区的顶部高度。这幅图上还显示的有 IFR，VFR，MVFR 等区域。IFR 区域用实线包围，MVFR 区域用圆齿线包围，剩余的未包围区域就是指定的 VFR 区域。锯齿线和字母”SFC”表示那个区域的冰点高度是在地表。最高冰点高度层的冰点高度的等高线用虚线画出，间隔为 4000 英尺。

下面的两幅图显示了预报的地面天气，描述了预报地点，和压力系统，锋面及降水的特性。锋面和压力中心是用标准符号表示的。压力中心的运动方向用箭头表示。速度单位是节，显示在箭头的后面。另外，预报有降水和雷暴的区域也用轮廓线包围起来。阴影的降水区表示这个区域至少一半受降水的影响。有独特的符号来表示降水的类型和它出现的方式。

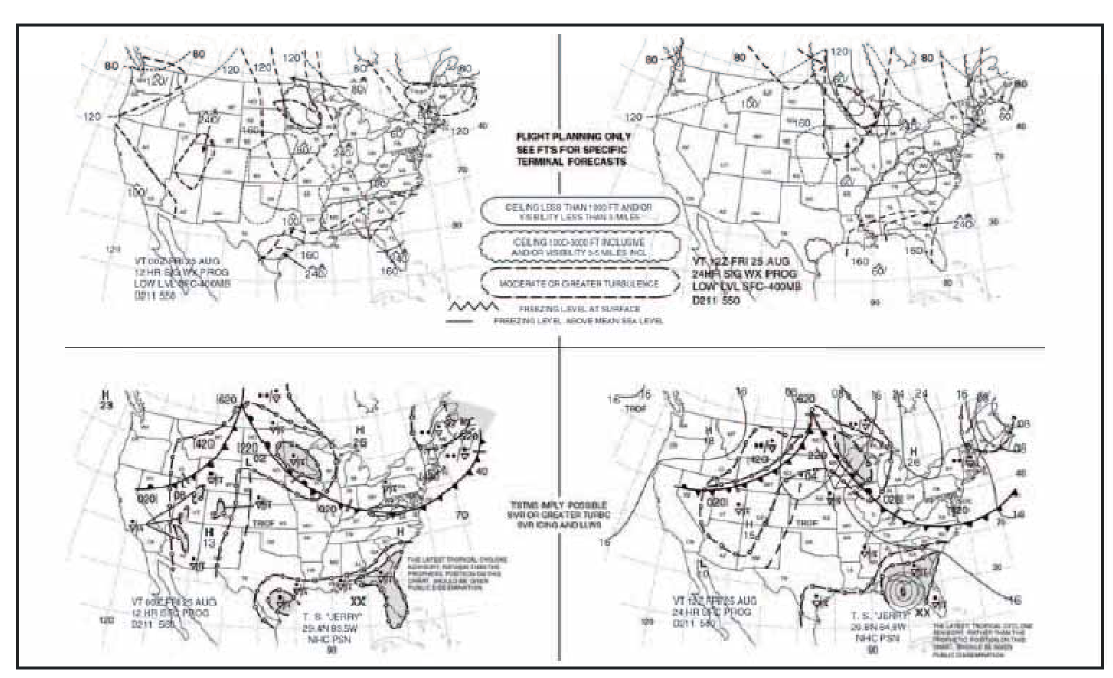


Figure 11-13. Significant weather prognostic chart.

图 11-13 显示了一个典型的重要天气预测图和用来描述降水的典型符号。预测图是用于飞行计划的一个很好的信息来源；然而，这个图应该根据当前条件和具体的当地区域预报来理解。

36-、48-小时重要天气预测图是对 12-、24-小时预报的延伸。它提供了只和地面天气预报有关的信息，还包含对预报的讨论。这种图每天只发布两次。它通常包括预报位置，和压力系统，锋面及降水的特性。36-、48-小时地面预测图的例子请参考图 11-14。

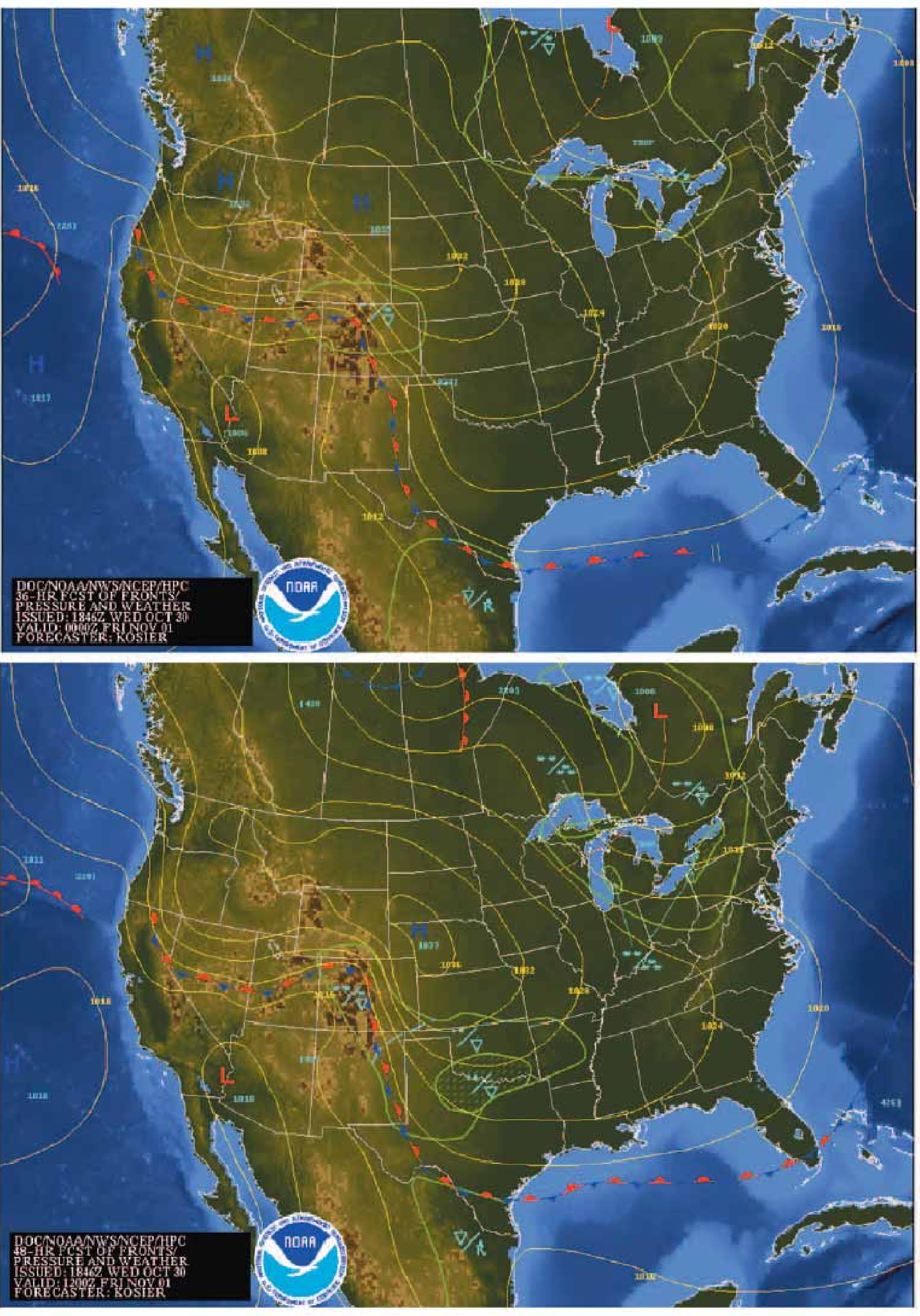


Figure 11-14. 36- and 48-hour surface prognostic chart.

第十二章－机场的运行



飞行员每次驾驶飞机的时候，飞行通常是在机场开始，也是在机场结束的。机场可能是一个小的草地机场，也可能是航空公司使用的大的复杂机场。本章讨论机场的运行和识别复杂机场的一切特征，还提供在机场和附近地区活动时的信息。

机场类型

有两种类型的机场：
- 受管制机场
- 非管制机场

受管制机场

受管制机场有一个工作的控制塔。空中交通管制(ATC)负责为机场提供安全，有序，快捷的空中交通服务，在这样的机场其运行类型和交通量就需要这样的服务。从受管制机场运行的话，要求飞行员和空中交通管制员保持双向无线电通信，确认和遵守他们的指令。

如果飞行员不能遵守 ATC 发出的指令而请求修改的指令时，他们必须告知 ATC。飞行员在发生紧急情况时可能违背一个空中交通指令，但是必须把你的违背情况尽快地告知 ATC。

非管制机场

非管制机场没有工作的控制塔。飞行员把他们的意图在特定的频率上传送出去，有利于区域内的其他空中交通，虽然这是一个良好的运行实践，但是也不需要双向无线电通信。图 12-1 列出了推荐的通信程序。有关无线电通信的更多信息将在本章的后面部分讨论。

FACILITY AT AIRPORT	FREQUENCY USE	COMMUNICATION/BROADCAST PROCEDURES		
		OUTBOUND	INBOUND	PRACTICE INSTRUMENT APPROACH
UNICOM (No Tower or FSS)	Communicate with UNICOM station on published CTAF frequency (122.7, 122.8, 122.725, 122.975, or 123.0). If unable to contact UNICOM station, use self-announce procedures on CTAF.	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	
No Tower, FSS, or UNICOM	Self-announce on MULTICOM frequency 122.9	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	Departing final approach fix (name) or on final approach segment inbound.
No Tower in operation, FSS open	Communicate with FSS on CTAF frequency.	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	Approach completed/ terminated.
FSS closed (No Tower)	Self-announce on CTAF.	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	
Tower or FSS not in operation	Self-announce on CTAF.	Before taxiing and before taxiing on the runway for departure.	10 miles out. Entering downwind, base, and final. Leaving the runway.	

Figure 12-1. Recommended communication procedures.

机场数据的来源

当飞行员飞入一个不同的机场，检查这个机场的当前数据是非常重要的。这些数据为飞行员提供了信息，例如通信频率，可用的服务，关闭的跑道，或机场建筑物。三个常见的信息来源是：

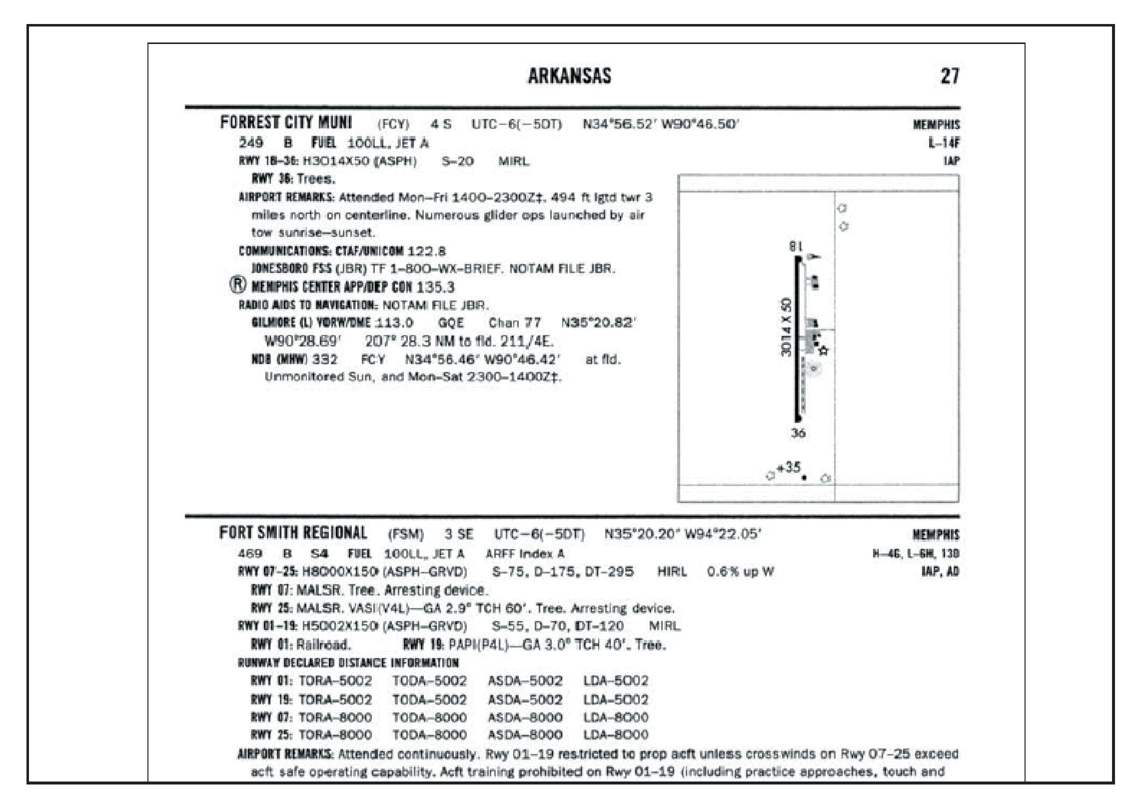
- 航空图表
- 机场/设施目录(A/FD)
- 航行通告(NOTAMs)

航图

航图提供了机场的详细信息。第 14 章有一个航图和航图图例的引用，它为解释航图上的信息提供指导。

机场设施目录

机场/设施目录提供了最全面的机场信息。它包含那些对公众开放的机场,直升机场，水上飞机基地的信息。A/FDs 有 7 本书,它们是按照区域来整编的。这些 A/FDs 每 8 周修订一次。图 12-2 是一个目录的引用。要获得 A/FDs 中提供的完整信息列表以及信息如何解码的，请参考每个 A/FD 前面的"目录图例示例"。


ARKANSAS 27

FORREST CITY MUNI (FCY) 4 S UTC–6(–5DT) N34°56.52′ W90°46.50′ MEMPHIS
249 B FUEL 100LL, JET A L–14F
RWY 18–36: H3014X50 (ASPH) S–20 MIRL IAP
RWY 36: Trees.
AIRPORT REMARKS: Attended Mon–Fri 1400–2300Z‡. 494 ft lgtd twr 3 miles north on centerline. Numerous glider ops launched by air tow sunrise–sunset.
COMMUNICATIONS: CTAF/UNICOM 122.8
JONESBORO FSS (JBR) TF 1–800–WX–BRIEF. NOTAM FILE JBR.
Ⓡ MEMPHIS CENTER APP/DEP CON 135.3
RADIO AIDS TO NAVIGATION: NOTAM FILE JBR.
GILMORE (L) VORW/DME 113.0 GQE Chan 77 N35°20.82′ W90°28.69′ 207° 28.3 NM to fld. 211/4E.
NDB (MHW) 332 FCY N34°56.46′ W90°46.42′ at fld.
Unmonitored Sun, and Mon–Sat 2300–1400Z‡.

FORT SMITH REGIONAL (FSM) 3 SE UTC–6(–5DT) N35°20.20′ W94°22.05′ MEMPHIS
469 B S4 FUEL 100LL, JET A ARFF Index A H–4G, L–6H, 13D
RWY 07–25: H8000X150 (ASPH–GRVD) S–75, D–175, DT–295 HIRL 0.6% up W IAP, AD
RWY 07: MALSR. Tree. Arresting device.
RWY 25: MALSR. VASI(V4L)—GA 2.9° TCH 60′. Tree. Arresting device.
RWY 01–19: H5002X150 (ASPH–GRVD) S–55, D–70, DT–120 MIRL
RWY 01: Railroad. RWY 19: PAPI(P4L)—GA 3.0° TCH 40′. Tree.
RUNWAY DECLARED DISTANCE INFORMATION
RWY 01: TORA–5002 TODA–5002 ASDA–5002 LDA–5002
RWY 19: TORA–5002 TODA–5002 ASDA–5002 LDA–5002
RWY 07: TORA–8000 TODA–8000 ASDA–8000 LDA–8000
RWY 25: TORA–8000 TODA–8000 ASDA–8000 LDA–8000
AIRPORT REMARKS: Attended continuously. Rwy 01–19 restricted to prop acft unless crosswinds on Rwy 07–25 exceed acft safe operating capability. Acft training prohibited on Rwy 01–19 (including practice approaches, touch and

Figure 12-2. ***Airport/Facility Directory*** **excerpt.**

在每个 A/FD 的后面，有诸如特殊通告，跳伞区域，和设施电话号码等信息。查阅一下 A/FD 熟悉它所包含的信息将很有帮助。

航行通告

航行通告(NOTAM,Notices to Airmen)当前的最新信息。它提供了机场的时间紧急信息，影响国家空域系统(national airspace system)的变化，以及关系到仪表飞行规则(IFR)运行的事项。【NOTAM 类似于紧急通知，通告了最新的变化信息，而且非常重要。】NOTAM 信息分成三类。它们是 NOTAM-D 或遥远的，NOTAM-L 或本地的，和飞行数据中心(FDC)NOTAM。NOTAM-D 附加在每小时的天气报告上，可以在飞行服务站(AFSS/FSS)得到。NOTAM-L 包含本地性质的事项，例如跑道关闭或者跑道附近的建筑物。这些 NOTAM 保存在影响机场最近的飞行服务站。NOTAM-L 必须是从飞行服务站(FSS)请求，而不是 NOTAM 为之发布的最近的当地机场。飞行数据中心 NOTAM 由全国飞行数据中心发布，包含规章信息，例如临时飞行限制或对一个仪表进近程序的修正。NOTAM-D 和飞行数据中心 NOTAM 包含在航行通告出版物中，它们每 28 天发行一次。在任何飞行之前，飞行员都应该检查所有影响他们计划飞行的航行通告。

机场标志和符号

机场使用的有标志和符号，它们提供导向功能，帮助飞行员在机场的运行。这里将会讨论一些最常见的标志和符号。额外的信息可以在*航空信息手册*(AIM)中找到。

跑道标志

跑道标志根据所在机场实施的运行类型而变化。图 12-3 显示了一个被核准为精密仪表进近的跑道，也显示了一些其他常见的跑道标志。基本的 VFR 跑道可能只有中心线标志和跑道编号。

由于飞机在起飞和着陆期间受风的影响，跑道是根据当地的盛行风来设计的。跑道编号以磁北向为基准。某些机场有两条甚至三条同向设计的跑道。这些被称为平行跑道，通过在跑道编号后加上字母来区别。例子有跑道 36L(左边)，36C(中间)，和 36R(右边)。

一些跑道的另一个特征是移位的跑道尽头(displaced threshold)。跑道尽头可能由于靠近跑道尽头的障碍物而移位。尽管这部分跑道不用于着陆，但是它可以用于滑行，起飞，或着陆滑跑。

一些机场可能有一个喷气防护区或停止道(blast pad/stopway)区域。喷气防护区是螺旋桨或者喷气机的喷射气流可以消散而不会产生危险的区域。铺设停止道是在发生中断起飞(aborted takeoff)时为飞机减速或者停止提供一个空间。这些区域不能用于起飞和着陆。

滑行道标志

飞机利用滑行道从停机区域转移到跑道上。连续的黄色中心线来识别滑行道。滑行道可能有用于确定滑行道边界的边界标记。这通常在滑行道边界和铺面边界不一致时才这样做。如果边界标记是连续线，那么飞机不能使用铺设的跑道路肩。如果边界是虚线标记，那么飞机就可以使用那部分铺设的路肩。在滑行道接近跑道的地方，可能有一个等待位置(holding position)标记。它由四条黄色线组成，两条实线，两条虚线。实线就是飞机等待的位置。在一些受管制机场，等待位置标记可能出现在跑道上。它们是由于跑道相交时使用的，空中交通管制会发出例如"允许着陆- 30 跑道短暂等待"(cleared to land – hold short of runway 30)。

其他标志

机场还有一些其他标记，包括行车道标记，VOR 接收机检查点标记，及非运动(non-movement)区边界标记。

当必须为穿越飞机可以活动的区域的车辆确定一条通道时，会使用车辆行车道标记。这些标记通常使用实心的白线来表示行车道的每个边界，而虚线用来分隔行车道边界内的通道。

VOR 接收机检查点标记由一个画出的圆圈组成，在中间有一个箭头。箭头对准了检查点方位角的方向。这可以让飞行员用导航设施(navigational aid)信号来检查飞机的仪表。

非运动区边界标记画出了一个 ATC 管制的运动区。这些标记是黄色的，位于运动区和非运

动区的边界。它们通常由两个黄色线组成。(一条实线，一条虚线。)【实线表示非运动区，虚线表示运动区，在非运动区内运行的飞机或车辆不必联系 ATC。非运动区一般也是停机区。】

机场符号

可能在机场发现有 6 种类型的符号。机场结构越复杂，这些符号对飞行员就越重要。图 12-4 显示了这些符号的例子，它们的含义，以及对应的飞行员动作。这六种符号分别是：

AIRPORT SIGN SYSTEMS			
TYPE OF SIGN AND ACTION OR PURPOSE		TYPE OF SIGN AND ACTION OR PURPOSE	
4-22	**Taxiway/Runway Hold Position:** Hold short of runway on taxiway		**Runway Safety Area/Obstacle Free Zone Boundary:** Exit boundary of runway protected areas
26-8	**Runway/Runway Hold Position:** Hold short of intersecting runway		**ILS Critical Area Boundary:** Exit boundary of ILS critical area
8-APCH	**Runway Approach Hold Position:** Hold short of aircraft on approach	J→	**Taxiway Direction:** Defines direction & designation of intersecting taxiway(s)
ILS	**ILS Critical Area Hold Position:** Hold short of ILS approach critical area	↙L	**Runway Exit:** Defines direction & designation of exit taxiway from runway
⊖	**No Entry:** Identifies paved areas where aircraft entry is prohibited	22↑	**Outbound Destination:** Defines directions to takeoff runways
B	**Taxiway Location:** Identifies taxiway on which aircraft is located	↖MIL	**Inbound Destination:** Defines directions for arriving aircraft
22	**Runway Location:** Identifies runway on which aircraft is located		**Taxiway Ending Marker** Indicates taxiway does not continue
4	**Runway Distance Remaining** Provides remaining runway length in 1,000 feet increments	↙A G L→	**Direction Sign Array:** Identifies location in conjunction with multiple intersecting taxiways

Figure 12-4. Airport signs.

- **强制性指令符号** – 有红色背景的白色题字。这些符号表示要进入一个跑道，临界区域(critical area)，或者是禁止的区域。
- **位置符号** – 黑色背景，黄色题字，有黄色边框，但是没有箭头。它们用于识别滑行道或者跑道的位置，用来识别跑道的边界，或者识别仪表着陆系统的临界区域。
- **方向符号** – 黄色背景的黑色题字。题字用于识别直通交叉点的交叉滑行道名字。
- **目的地符号** – 黄色背景的黑色题字，也包括箭头。这些符号提供了定位一些东西的信息，例如跑道，终端，装卸货物区域，以及民航区域。
- **信息符号** – 黄色背景的黑色题字。这些符号用于为飞行员提供诸如控制塔台不可见区域，适用的无线电频率，以及噪音控制程序等的信息。机场的运营人确定这些符号的需要，大小和位置。
- **剩余的跑道长度符号** – 黑色背景的白色数字。白色的数字表示剩余跑道的距离，单位是 1000 英尺。

机场灯光

大多数机场都有用于机场夜晚运行的某种灯光类型。灯光系统的类型和多样性取决于所在机场的容量和运行的复杂度。机场灯光是标准化的，因此机场为跑道和滑行道使用了相同的灯

光颜色。

机场灯塔

机场灯塔帮助飞行员在夜晚识别机场。灯塔从黄昏一直运行到黎明，如果云幕高度小于1000 英尺和/或地面能见度小于 3 法定英里(目视飞行规则最低条件)，有时它们也会被打开。然而，对此并没有要求，因此飞行员要负责确定天气是否满足 VFR 条件。

灯塔的光纤分布是垂直的，使得它在水平面之上 0-10 度范围内最有效，尽管也可以在这个角度之上或之下很好的看到。灯塔可能是一个全向的电容放电设备，或者它可能以恒速旋转，这样就能产生恒定间隔时间的闪烁视觉效果。机场灯塔的灯光颜色组合表明了机场类型。如图 12-5

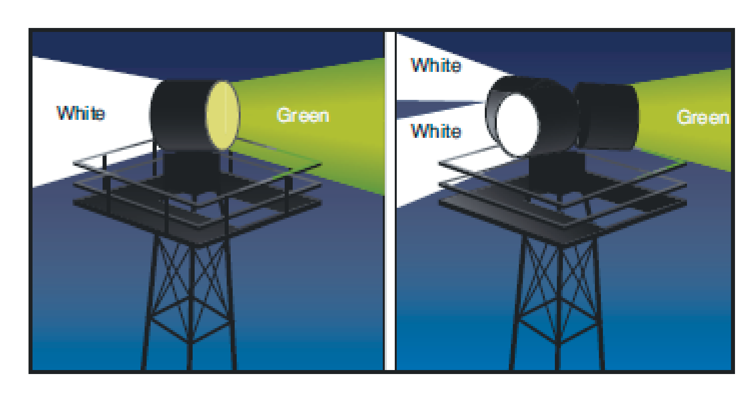


Figure 12-5. Airport rotating beacons.

其中一些最常见的灯塔如:

- 闪烁的白色和绿色灯光表示陆地民用机场
- 闪烁的白色和黄色灯光表示水上机场
- 闪烁的白色，黄色和绿色灯光表示直升飞机场
- 两个快速的白色闪烁，接着一个绿色闪烁说明这是一个军用机场

进近灯光系统

进近灯光系统主要是为从仪表飞行到着陆的目视飞行过渡提供一个手段。系统的结构取决于跑道是精密仪表跑道还是非精密仪表跑道。一些系统包含顺序的闪烁灯光，呈现给飞行员的就像是一个灯光球沿着跑道高速移动。进近灯光也可以协助飞行员在夜晚时的 VFR 飞行。

目视下滑道指示灯

目视下滑道指示灯为飞行员提供了下滑道的信息，它用于白天或者夜晚的进近。通过保持系统提供的恰当下滑通道，飞行员应该有足够的障碍物间隔，还应该在跑道的指定部分着地。

目视进近坡度指示灯

目视进近坡度指示灯(VASI)装置是最常用的目视下滑道指示灯系统。VASI 提供的障碍间隔为延伸的跑道中心线 10 度以内，从跑道尽头到 4 海里距离。

VASI 有按排布置的灯光单元组成。它们是两排和三排 VASI。两排 VASI 有近、远灯排，而三排 VASI 有近、中、远灯排。两排 VASI 装置提供的目视下滑道斜度通常设定为 3 度。三排系统提供了两个下滑通道，下面的下滑通道通常设定为 3 度，上面的下滑通道较下面的下滑道高 1/4 度。

VASI 的基本原理就是红，白之间的颜色差别。每一个灯光单元发射一束光纤，其中光束的上部分为白色光束，光束的下部分为红色光束。灯光经过设定，飞行员将会看到如图 12-6 显示的灯光组合，分别表示低于，位于，高于下滑通道。

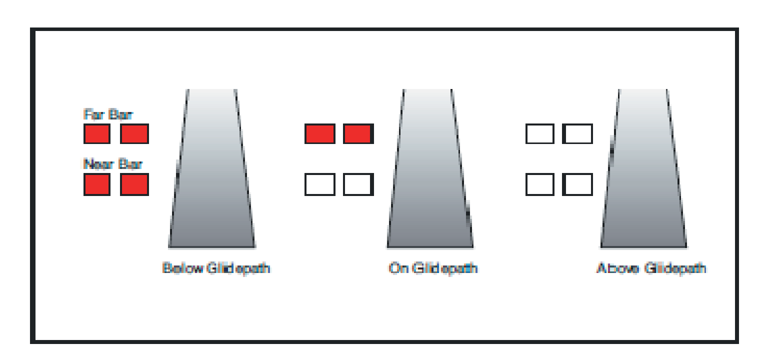


Figure 12-6. 2-Bar VASI system.

其他下滑道系统

紧密进近下滑道指示灯(PAPI)使用类似于 VASI 的灯光，但是它们以单排安装，通常在跑道的左侧。图 12-7

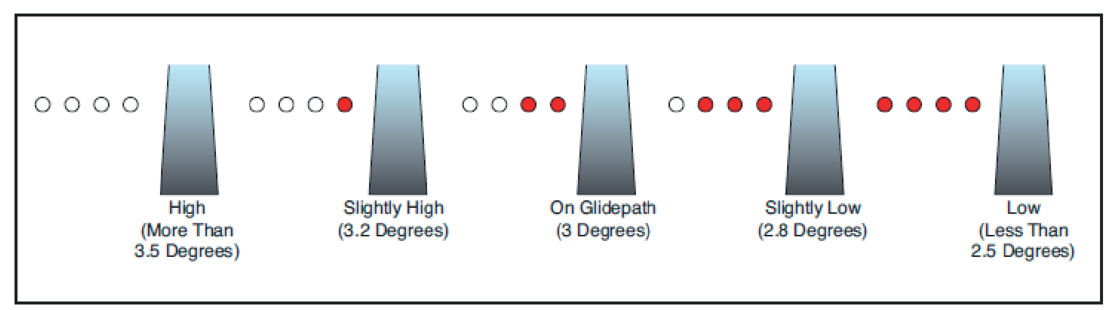


Figure 12-7. Precision approach path indicator.

三色系统由一个单独的反射三色目视进近通道的灯光单元组成。下滑道下方的指示是红色的，下滑道上的颜色是绿色，下滑道上方是琥珀色。当在下滑道下方下降时，可以看到一小束琥珀色区域。飞行员不应该把这个区域误认为是下滑道上方的琥珀色。图 12-8

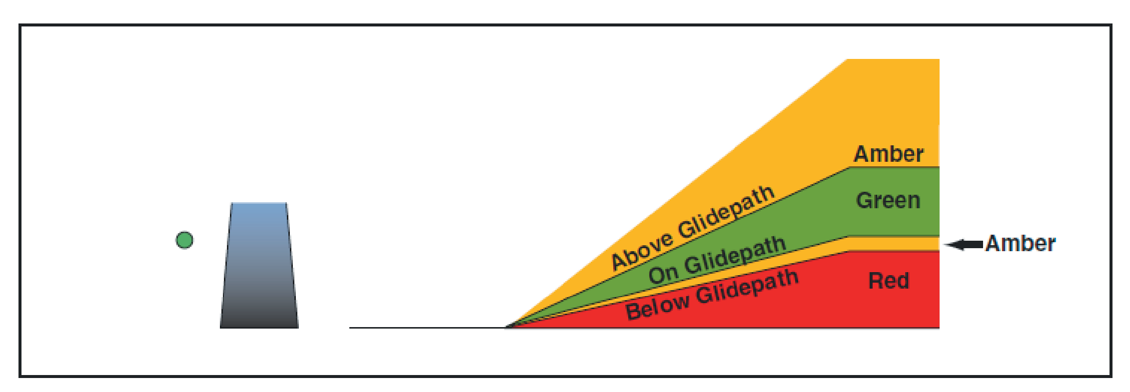


Figure 12-8. Tri-color visual approach slope indicator.

还有脉冲系统，它由一个单独的发射两色目视进近下滑道的灯光单元组成。下方的下滑道指示是稳定的红色光，稍微下方的是脉冲红光，在下滑道上是稳定的白光，下滑道上方是脉冲白光。如图 12-9

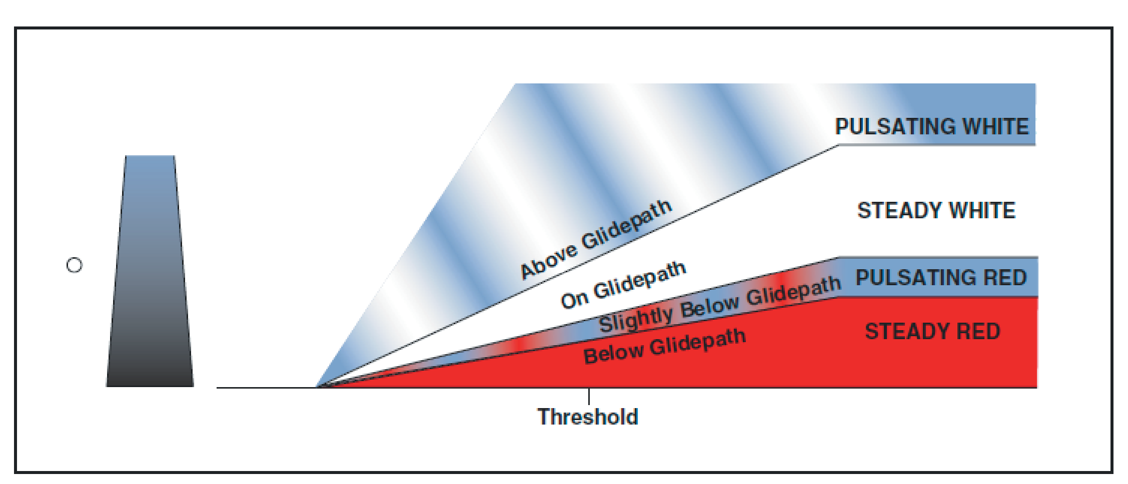


Figure 12-9. Pulsating visual approach slope indicator.

跑道灯光

有多种灯光用来识别跑道结构的不同部分。这些灯光能够帮助飞行员在夜晚飞行完整安全的起飞和降落。

跑道端点识别灯光

很多机场都安装了跑道端点识别灯光(REIL)，为特定跑道的进近端点提供快速而明确的识别。这个系统有一对同步闪烁的灯光组成，它们和跑道成横向，位于跑道尽头的每端。REIL 可以是全向的或者单向地面向进近区。

跑道边界灯光

跑道边界灯光用于在夜晚或者低能见度条件下标志出跑道的边界。这些灯光按照它们所能产生的光线强度分类。它们被分类为高强度跑道灯(HIRL)，中强度跑道灯(MIRL)，或者低强

度跑道灯(LIRL)。高强度跑道灯和中强度跑道灯有不同的强度设定。这些灯光都是白色的，除了在仪表跑道上，那里琥珀色灯光用在跑道的最后 2000 英尺或跑道的一半长度上，而不管哪一个是小的。标记跑道端点的灯光是红色的。

跑道内灯光

触地区灯光(TDZL)，跑道中心线灯光(RCLS),和跑道岔道(turnoff)灯光安装在一些精密跑道上，使得在不利能见度条件下易于着陆。触地区灯光是在跑道触地区内以跑道中心线对称布置的两行横向灯排。跑道中心线灯光由大量的(flush)中心线灯光组成，它们从距离着陆起点(landing treshold)的 75 英尺开始，以 50 英尺间隔分开。跑道岔道灯光是很多发射稳定绿光的灯组成的。

机场灯光的控制

在受管制机场，机场灯光是由空中交通管制员控制的。在非管制机场，灯光可能依赖于定时器，或者在机场有一个飞行服务站(FSS)，飞行服务站的人员可以控制机场的灯光。如果允许的话，飞行员可以向 ATC 或者飞行服务站人员请求不同的灯光打开或者关闭，也可以请求指定的强度。在特定的非管制机场，飞行员可能通过使用无线电来控制灯光。方法是选择一个指定的频率，让无线电麦克风发出滴答声。不同的机场有关飞行员控制灯光的信息，请参考机场/设施目录,如图 12-10

KEY MIKE	FUNCTION
7 times within 5 seconds	Highest intensity available
5 times within 5 seconds	Medium or lower intensity (Lower REIL or REIL off)
3 times within 5 seconds	Lowest intensity available (Lower REIL or REIL off)

Figure 12-10. Radio control runway lighting.

滑行道灯光

全向的滑行道灯光标记出了跑道的边界，颜色是蓝色的。在很多机场，这些边界灯光会有不同的强度设定，当认为有必要或者飞行员请求时，空中交通管制员就会调整它们。一些机场也有滑行道中心线灯光，颜色是绿色的。

障碍物灯光

障碍物被标记或者用灯光向飞行员提醒在白天或者夜晚条件下它们的存在。可以在机场或者远离机场发现障碍物照明灯光，它们用来识别障碍物。它们可能在下列任何条件下被标记或

者发光：

- **红色障碍物灯光** – 晚上运行时闪烁发光或者发出稳定的红光，白天运行时障碍物被涂成橙色和白色。
- **高强度白色障碍物灯光** – 在白天闪烁发射高强度白光，夜晚时强度降低。
- **双重发光** – 夜晚运行时它是闪烁的红色信号灯和稳定的红色(信号灯)组合，而白天运行时为高强度白光。

风向指示器

飞行员了解风的方向是非常重要的。在有工作的控制塔的设施上，这个信息是由 ATC 提供的。这个信息也可能是由特定机场的 FSS 人员提供的，或者通过在有能力接收和在通用交通咨询频率(CTAF)上广播这个信息的频率上请求信息。

当这些服务中一个都不可用时，通过可见的风向指示器来确定风向和使用的跑道是可能的。即使在所在机场的 CTAF 频率上提供了风向信息，飞行员也应该检查这些风向指示器，因为没有什么东西能保证提供的信息就是准确的。【主要是因为地面风是变化无常的，受复杂因素的影响，所以飞行员在降落或者起飞时还要尽量多看风向指示器，以获得最新的地面风向情况。】

风向指示器包括一个风向袋，丁字风向标，或者一个四面体。这些通常位于跑道的中央位置，可能被放置在一个分段的圆圈(segmented circle)的中间，如果不是标准的左手起落航线的话，它可以识别起落航线的方向。如图 12-11 和 12-12

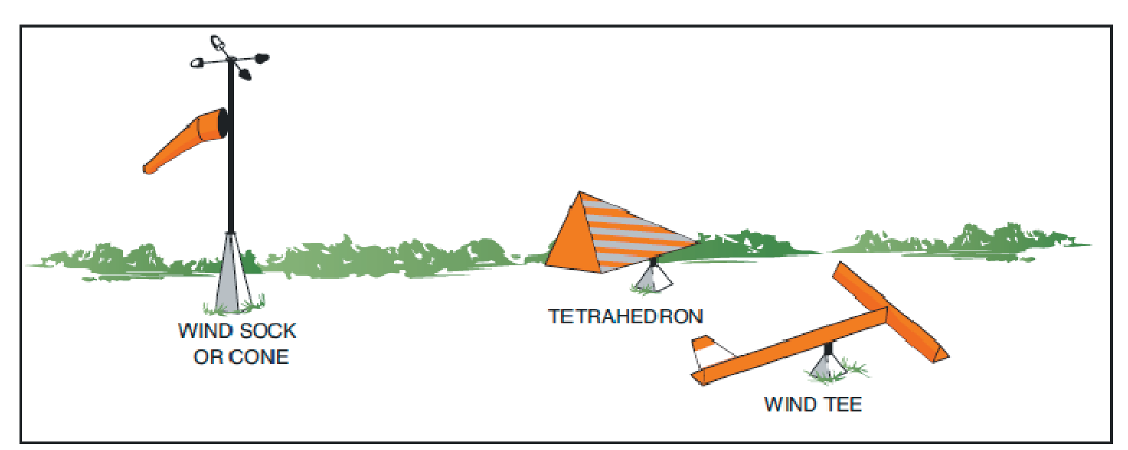


Figure 12-11. Wind direction indicators.

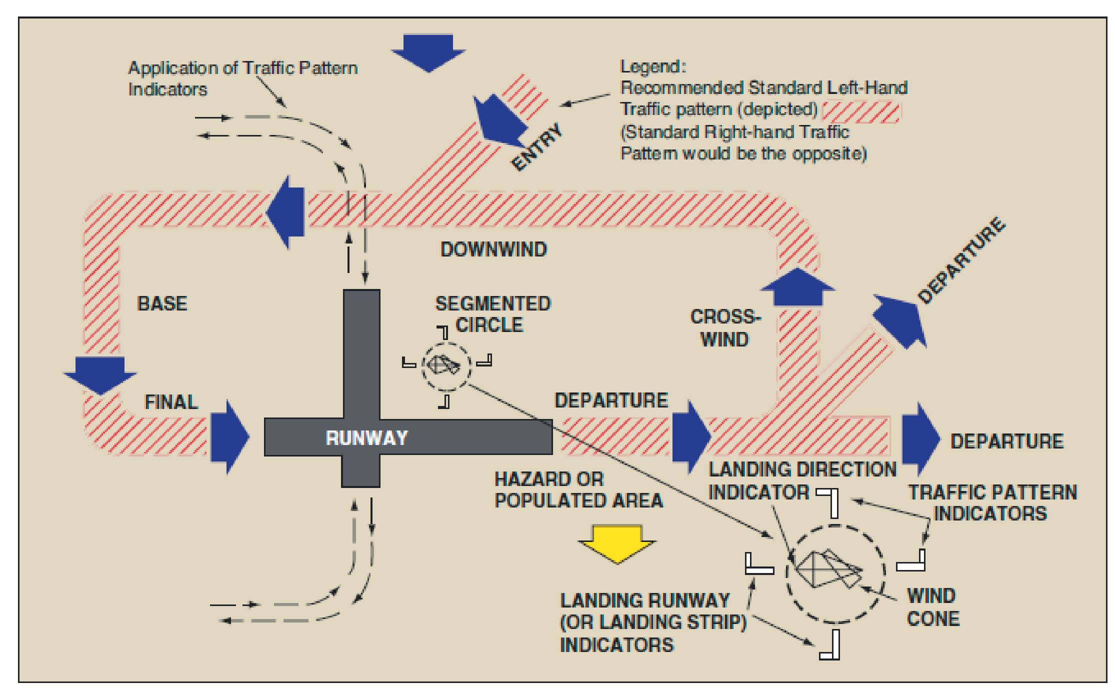


Figure 12-12. Segmented circle and airport traffic pattern.

风向袋是一个很好的信息来源，因为它不仅指明了风向，还可以让飞行员估计风速，和阵风或强度(factor)。风向袋在强风中会被拉直，而在阵风中时会趋于来回运动。丁字风向标和四面体可以自由旋转，它们本身会和风向对齐。丁字风向标和四面体也可以被手工地设定成和使用的跑道对齐；因此，如果有风向袋的话，飞行员也应该看一下风向袋。

无线电通信

在受管制机场内或之外运行，以及在空域系统的一个良好部分运行时，要求飞机有双向无线电通信能力。因为这个原因，飞行员应该熟悉无线电台许可证要求以及无线电通信设备和程序。

无线电许可证

对于美国境内工作的飞行员无许可证要求；然而，要求国际间工作的飞行员持有一张联邦通信委员会(FCC)颁发的受限的无线通话许可证。对美国境内运行的大多数通用航空飞机也未作无线电台许可证要求。如果一架飞机是跨国运行的，那么就要求有无限电台许可证，它使用的并不是甚高频(VHF，Very High Frequency)无线电波，还要满足其他标准。

无线电设备

在通用航空上，最常见的无线电类型是 VHF。VHF 无线电设备工作在 118.000MHz 到 136.975MHz 的频率范围，根据可容纳的通道数量被分类为 720 或 760。720 和 760 使用 0.025MHz 为频率间隔(如 118.025，118.050)，720 的频率范围可达 135.975MHz，而 760 的可达 136.975MHz。VHF 无线电受限于视线传输(line of sight transmission)

【接收和发送放的天线，互相之间都可以看到的传输方式】;因此在更高高度的飞机能够接收和传输的距离更远。

正确地使用无线电用语和程序能够帮助飞行员提高在空域系统内安全而高效运行的能力。在*航空信息手册*(AIM)中的**飞行员/管制员术语表**的评论文章将有助于飞行员对标准术语的使用和理解。AIM 还包含了很多无线电通信的实例，也是很有帮助的。

国际民用航空组织(ICAO)已经采用了一个用在无线电通信中的音标字母表。在和 ATC 通信时，飞行员应该使用这个子目标来确认他们的飞机。如图 12-13

CHARACTER	MORSE CODE	TELEPHONY	PHONIC (PRONUNCIATION)
A	•-	Alfa	(AL-FAH)
B	-•••	Bravo	(BRAH-VOH)
C	-•-•	Charlie	(CHAR-LEE) OR (SHAR-LEE)
D	-••	Delta	(DELL-TAH)
E	•	Echo	(ECK-OH)
F	••-•	Foxtrot	(FOKS-TROT)
G	--•	Golf	(GOLF)
H	••••	Hotel	(HOH-TEL)
I	••	India	(IN-DEE-AH)
J	•---	Juliet	(JEW-LEE-ETT)
K	-•-	Kilo	(KEY-LOH)
L	•-••	Lima	(LEE-MAH)
M	--	Mike	(MIKE)
N	-•	November	(NO-VEM-BER)
O	---	Oscar	(OSS-CAH)
P	•--•	Papa	(PAH-PAH)
Q	--•-	Quebec	(KEH-BECK)
R	•-•	Romeo	(ROW-ME-OH)
S	•••	Sierra	(SEE-AIR-RAH)
T	-	Tango	(TANG-GO)
U	••-	Uniform	(YOU-NEE-FORM) OR (OO-NEE-FORM)
V	•••-	Victor	(VIK-TAH)
W	•--	Whiskey	(WISS-KEY)
X	-••-	Xray	(ECKS-RAY)
Y	-•--	Yankee	(YANG-KEY)
Z	--••	Zulu	(ZOO-LOO)
1	•----	One	(WUN)
2	••---	Two	(TOO)
3	•••--	Three	(TREE)
4	••••-	Four	(FOW-ER)
5	•••••	Five	(FIFE)
6	-••••	Six	(SIX)
7	--•••	Seven	(SEV-EN)
8	---••	Eight	(AIT)
9	----•	Nine	(NIN-ER)
0	-----	Zero	(ZEE-RO)

Figure 12-13. Phonetic alphabet.

失去通信时的程序

飞行员遇到无线电故障是很可能的。这可能导致发送机，接收机或者两者都不起作用。如果是接收机无效且飞行员要在受管制机场着陆，明智的选择是保持在 D 类空域之外或者之上，直到空中交通方向和流量得到确定。然后飞行员应该告知塔台飞机类型，位置，高度以及着陆计划。进而，飞行员应该进入降落航线，随时报告位置，观察塔台的灯光信号。灯光信号颜色和它们的含义在图 12-14 中。

LIGHT GUN SIGNALS			
COLOR AND TYPE OF SIGNAL	MOVEMENT OF VEHICLES, EQUIPMENT AND PERSONNEL	AIRCRAFT ON THE GROUND	AIRCRAFT IN FLIGHT
STEADY GREEN	Cleared to cross, proceed or go	Cleared for takeoff	Cleared to land
FLASHING GREEN	Not applicable	Cleared for taxi	Return for landing (to be followed by steady green at the proper time)
STEADY RED	STOP	STOP	Give way to other aircraft and continue circling
FLASHING RED	Clear the taxiway/runway	Taxi clear of the runway in use	Airport unsafe, do not land
FLASHING WHITE	Return to starting point on airport	Return to starting point on airport	Not applicable
ALTERNATING RED AND GREEN	Exercise Extreme Caution!!!!	Exercise Extreme Caution!!!!	Exercise Extreme Caution!!!!

Figure 12-14. Light gun signals.

如果是发送机无效，飞行员应该遵守前面说明的程序，也要监听合适的 ATC 频率。在白天时间，ATC 传输可以通过摇摆机翼来确认，在夜晚使用着陆灯闪光来确认。

当接收机和发送机都无效时，飞行员应该保持在 D 类空域之外，知道确定了交通流量，然后在进入降落航线，注意灯光信号。

如果在出发前发生无线电故障，如果可能的话，修好它才是明智的。如果不行的话，应该呼叫 ATC，飞行员应该请求授权可以在不具备双向无线电通信的条件下出发。如果授权可以出发，飞行员将被告知留意适当的频率和/或留意适当的灯光信号。

空中交通管制服务

在除了 11 章讨论的飞行服务站提供的服务之外，还有很多其他由 ATC 提供的服务。在很多情况下，要求飞行员和 ATC 之间保持联络，但是即使在不要求时，飞行员也会发现请求它们提供的服务会很有帮助。

一次雷达

雷达是一种测量方法，无线电波被发射到空气中，当 被传播路线上物体反射后就能够被接收到。距离是通过测量无线电波传到物体然后返回到接收天线所花的时间来计算的。被检测物体相对雷达站的方位是通过接收到反射无线电波时旋转天线的位置来计算的。

现代雷达非常可靠，很少会停止运行。这要归于可靠的维护和改进的设备。然而，也有一些会影响空中交通管制服务的限制，妨碍管制员发布有关那些不在他们管制下的或者雷达不可见的飞机的通告。

无线电波的特性导致它们以连续的直线传播，除非被大气现象折弯，被例如温度反转，象浓云和降水的稠密物体反射或衰耗，或者被高地形地貌所遮挡。

空中交通管制雷达信标系统(ATCRBS)

空中交通管制雷达信标系统(ATCRBS)通常是指二次监视雷达(Secondary surveillance radar)。这个系统由三部分组成，帮助降低和一次雷达有关的一些限制。三个组成部分是：询问器，应答器，和雷达示波器。空管雷达信标系统的优点是雷达目标的增强，快速的目标识别，以及选定代码有一个单独显示。

无线电应答器

应答器是二次雷达系统的空中部分，飞行员应该对它很熟悉。ATCRBS 不能显示二次信息，除非飞机配备了应答器。应答器也按要求在特定的管制空域运行。空域在第十三章讨论。

应答器代码由从 0 到 7 的四个数字组成(有 4096 个可能的代码)。有一些标准的代码，或者 ATC 可能向飞机发送一个 4 字代码。当管制员在应答器上请求一个代码或者功能时，可能会使用单词"squawk"。图 12-15 列出了一些标准的应答器用语。

RADAR BEACON PHRASEOLOGY	
SQUAWK (number)	Operate radar beacon transponder on designated code in MODE A/3
IDENT	Engage the "IDENT" feature (military I/P) of the transponder.
SQUAWK (number) and IDENT	Operate transponder on specified code in MODE A/3 and engage the "IDENT" (military I/P) feature.
SQUAWK STANDBY	Switch transponder to standby position.
SQUAWK LOW/NORMAL	Operate transponder on low or normal sensitivity as specified. Transponder is operated in "NORMAL" position unless ATC specifies "LOW" ("ON" is used instead of "NORMAL" as a master control label on some types of transponders).
SQUAWK ALTITUDE	Activate MODE C with automatic altitude reporting.
STOP ALTITUDE SQUAWK	Turn off altitude reporting switch and continue transmitting MODE C framing pulses. If your equipment does not have this capability, turn off MODE C.
STOP SQUAWK (mode in use)	Switch off specified mode. (Used for military aircraft when the controller is unaware of military service requirements for the aircraft to continue operation on another MODE.)
STOP SQUAWK	Switch off transponder.
SQUAWK MAYDAY	Operate transponder in the emergency position (MODE A Code 7700 for civil transponder. MODE 3 Code 7700 and emergency feature for military transponder.)
SQUAWK VFR	Operate radar beacon transponder on Code 1200 in the MODE A/3, or other appropriate VFR code.

Figure 12-15. Transponder phraseology.

雷达交通信息服务

装备了雷达的空中交通管制设施向 VFR 飞机提供雷达帮助，让飞机可以和 ATC 设施通信，且位于雷达的覆盖范围。这个基本服务包含安全提醒，交通通告，请求的受限定航向(limited

vectoring)，这个程序建立地点的排序(sequencing)功能。基本雷达服务之外，在某些终端区域已经实现了终端雷达服务区(TRSA)。这个服务的目的是为终端雷达服务区内的运行的所有 VFR 飞机和所有 IFR 飞机提供间隔服务。C 类服务为 IFR 和 VFR 飞机之间提供安全的间隔，以及对去主要机场【(primary airport)FAA 的一个定义，每年乘客超过 1 万人次的商用机场。】的 VFR 飞机进行排序。B 类服务对基于 IFR，VFR 和/或重量的飞机提供安全的间隔，以及对到达主要机场的 VFR 飞机进行排序。

ATC 根据观测的雷达目标发布交通量信息。交通量用来自飞机的 12 小时时钟方位角为参考。如果知道的话，以海里为单位的目标距离，目标运动方向，飞机的类型和高度都会提供。举个例子："交通量在 10 点钟方向，距离 5 海里，向东飞行，Cessna 152,高度 3000 英尺。"飞行员应该注意到交通量的位置是基于飞机的航迹的，风修正会影响飞行员定位交通量的时钟方位。【ATC 通告的交通量方向以飞机的航迹为基准，而驾驶员看到的交通量方位是和机身的中心向方位有关，机身的中心线和航迹夹角大小受风的影响。所以飞行员眼睛看到的方位和 ATC 通告的交通量方位在有风修正时是不一致的。】如图 12-16

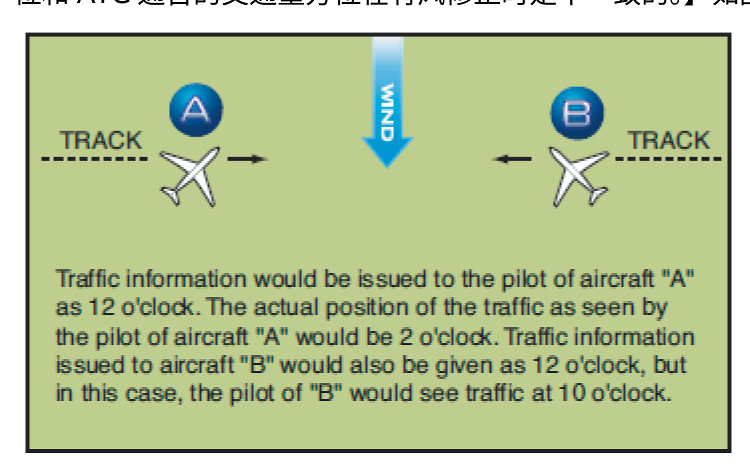


Figure 12-16. Traffic advisories.

伴流

所有飞机在飞行时都会生成伴流。这种扰动是由一对来自翼尖拖尾的反向旋转涡流导致的。来自更大飞机的涡流会给相遇的飞机造成问题。这些飞机的伴流能影响侧滚运动超出相遇的飞机的侧滚控制能力。同样，如果相遇在很近的距离时，旋涡中生成的湍流会损坏飞机组件和设备。因为这个原因，飞行员必须在脑海中对涡流位置有个想象，相应地调整航迹。

在地面运行和起飞期间，喷气式发动机喷射的一股气流能引起近距离内的破坏和翻滚。因此，小飞机的飞行员应该考虑喷气发动机喷射气流的影响，保持足够的间隔。同样，较大飞机的飞行员应该考虑他们飞机的喷气式发动机喷射气流对其他飞机和地面设备的影响。

涡流生成

升力是由机翼表面形成的压力差生成的。压力最低点位于机翼上表面，压力最高处位于机翼下表面。这个压力差引起机翼后面的气流向上卷起，导致尾随翼尖蔓延的旋涡空气团。在完成向上卷起之后，伴流就由两个反向旋转的圆筒形涡流所组成。大多数能量位于距离涡旋中

心几英尺内，但是飞行员应该避免进入距离斡旋中心大约 100 英尺的区域。如图 12-17

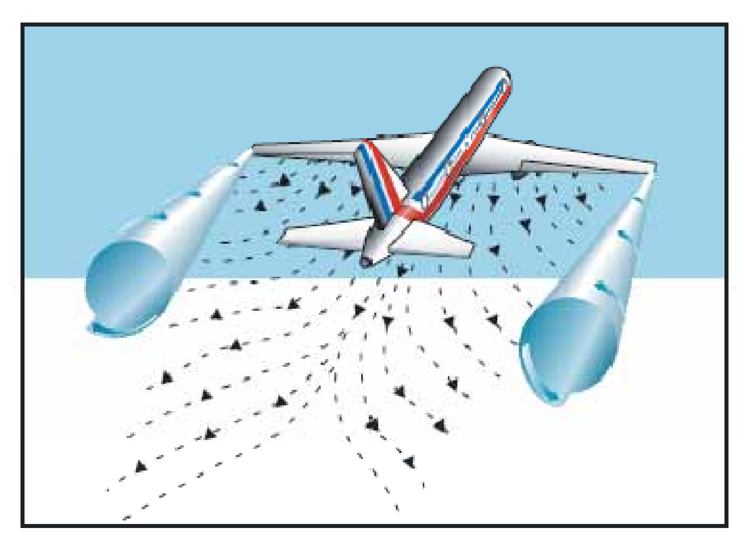


Figure 12-17. Vortex generation.

涡流强度

涡流的强度取决于生成涡流的飞机的重量，速度和机翼的外形。任何给定飞机的涡流特性同样可以通过伸出襟翼或者其他机翼构造装置而改变，也可以是通过改变速度来改变涡流特性。最大的涡流强度出现在生成的飞机是重的，流线型的，慢速的。

涡流行为

拖尾的涡流有特定的行为特性，它可以帮助飞行员想象伴流位置，采取规避防范措施。

由于拖尾的涡流是机翼升力的副产品，所以涡流从飞机离开地面的运动才开始生成。从飞机前面或者后面看的话，涡流的环流是向外向上的绕翼尖旋转。测试表明涡流间隔稍微小于一个翼展的间距，会随风漂移，距地面大于一个翼展的高度上。测试还表明涡流在飞机后面以每分钟几百英尺的速度下沉，随着时间推移下沉速度也放慢，且强度逐渐减弱。如图 12-18

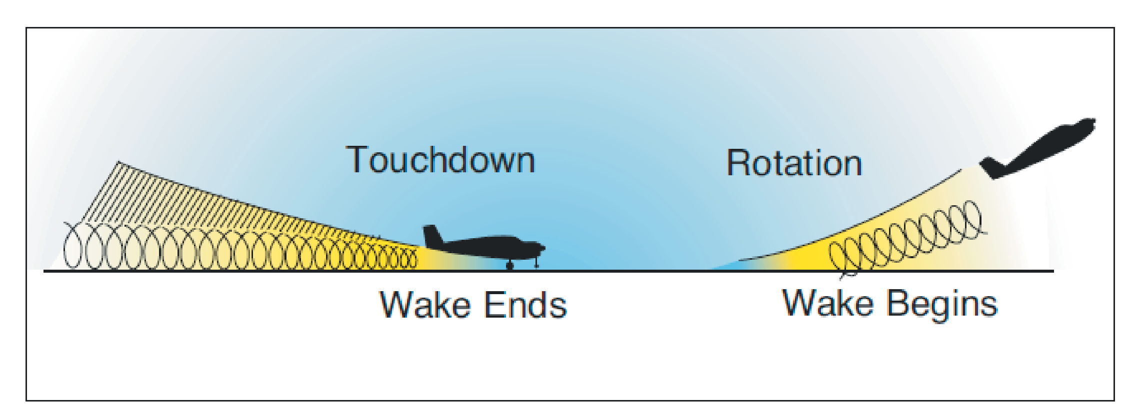


Figure 12-18. Vortex behavior.

当较大飞机的涡流下沉接近地面时(在 100 到 200 英尺内)，它们趋向于以 2-3 节的速度在地面上横向运动。侧风将会降低向上涡流的横向运动，增加向下运动的涡流。顺风条件下会

把前进的飞机的涡流向前推进到着陆区。

涡流规避程序

- 在同一跑道上较大飞机之后着陆时 - 保持在更大飞机的进近通道之内或者之上，降落在它的着陆点之前。
- 在并排跑道接近 2500 英尺内的较大飞机之后着落时 – 要考虑涡流漂移的可能性，保持在较大飞机的最后进近通道之内或者之上，还要注意它的着陆区。
- 在交叉跑道上的较大飞机之后着陆时- 要从较大飞机的飞行通道之上飞越。
- 在同一跑道上出发的飞机后着陆时- 降落在出发飞机的离地点之前
- 在交叉跑道上的较大飞机之后着陆时 – 注意飞机的离地位置，如果经过了交叉点，继续着陆在交叉点之前。如果较大的飞机在交叉点之前离地，避免在它的航迹下方飞行。除非在到达交叉点之前能够确保很好的着陆，否则要放弃进近。
- 在较大的飞机之后离场时,要在较大飞机的离地点之前离地,在它的爬升通道上方爬升,除非伴流消除了。
- 对于同一跑道上的交汇起飞，要警惕附近的较大飞机的运行，特别要注意所用跑道的逆风情况。如果收到交叉起飞的许可，避免在较大飞机的航迹下方发生交叉。
- 如果是在大飞机进行了低空进近，复飞(missed approach)，或者触地复飞(touch and go landing)之后出发或者着陆，那么明智的是在出发和着陆前等 2 分钟。
- 在航路中的时候，要避免在航路在大飞机的下面和后面，如果观察到有大飞机在相同航迹的上方，改变飞机的横向位置，宁可逆风。

避免空中相撞

14CFR 第 91 部已经确立了通行权(right-of-way)规则，最小安全高度，以及 VFR 巡航高度来提高飞行安全。飞行员可以通过被其他飞机提醒和扫描其他飞机来帮助避免相撞。这在机场附近特别重要。

有效的扫描是通过一系列短暂而间隔规则的视线移动完成的,它能够让天空的足够区域进入中央视场。每次移动不要超过 10 度，而确保发现，每次观察至少 1 秒。尽管似乎大多数飞行员倾向于视线来回移动，每个飞行员应该养成自己的最适合的扫描模式，然后坚持它来确保最有效的扫描。

即使名字叫通行权，如果觉得另外一架飞机太近，飞行员应该让路。

避让程序

下列程序和考虑应该能够帮助飞行员在不同条件下避免相撞。

- 起飞前 – 在准备起飞阶段，滑行道跑道或着陆区之前，飞行员应该扫描进近区是否有可能的着陆交通量，执行相应的机动，为进近区提供清晰的视野。
- 爬升和下降 – 在爬升或下降阶段允许目视检查其他交通量的飞行状态下，飞行员应该以一定的频率进行轻微的左右倾斜来对空域进行连续的目视扫描。

- 平直飞行 – 在平直飞行的稳定阶段，飞行员应该以定期执行避让程序。
- 起落航线 – 进入起落航线的时候避免下降。
- VOR 位置的交通量 – 由于交通量的汇聚，在 VOR 和交叉点附近要保持持续的警惕。
- 训练运行 – 在实践一个机动之前，应该保持警惕，还要进行避让转弯(clearing turn)。在授课期间，应该提问飞行员描述避让程序(大声说出 避让左边，右边，上面，下面)

上翼和下翼飞机有它们各自的盲区。上翼飞机应该很快的升高它们想要转弯的方向的机翼，在开始转弯前注意交通量。下翼飞机应该很快的降低的它们的机翼。

跑道入侵的避免

对地面操作给于和飞行其他阶段同样的注意力是很重要的。恰当的计划可以预防跑道入侵和地面碰撞的可能性。飞行员应该随时知道飞机在地面上的位置，也要了解机场运行的其他飞机和车辆。有时，管制机场可能非常繁忙，滑行指令复杂。在这种情况下，写下滑行指令可能是明智的。下面是一些帮助避免跑道入侵的实践：

- 重复所有跑道交叉口和/或等待指令。
- 作为飞前计划的一部分，和下降要着陆前，以及需要滑行时，请检查一下机场布局图。
- 知道机场标志。
- 检查航行通告(NOTAM)中跑道/滑行道关闭以及建筑物区域的信息。
- 当不确定滑行路线时，要从 ATC 请求前进的滑行指令。
- 横穿任何跑道等待线和进入任何滑行道之前，要检查交通量。
- 在滑行时打开飞机灯光，旋转信标，或者闪光灯。
- 着陆时，要尽快的让出使用的跑道，然后在进一步移动之前等待滑行指令。
- 为了理解和回应地面管制指令，要学习和使用正确的用语。
- 在不熟悉的机场要写下复杂的滑行指令。

要得到更为详细的信息，请参考咨询通告(AC)91-73,第 91 部滑行运行期间飞行员和机组程序，以及 135 部的单独飞行员运行。

第十三章－空域



本章介绍空域的不同分类，提供了关于这些空域中运行要求方面的信息。更为深入的信息，请参考航空信息手册(AIM)和 14 CFR 71，73，和 91 部。

空域的两个大类是：管制类和非管制类。在这两个分类中有 4 种类型的空域：受控空域和非受控空域，专用空域和其他空域。

图 13-1 表示了不同种类空域大小的概貌。图 13-2 给出了在不同类型空域下运行的基本最低天气条件。图 13-3 列出了运行的和装备的要求。参考这些图表对研究本章会很有帮助。还有引用了"第 14 章-导航"中的扇区航图，它显示了空域是如何在图上表示的。

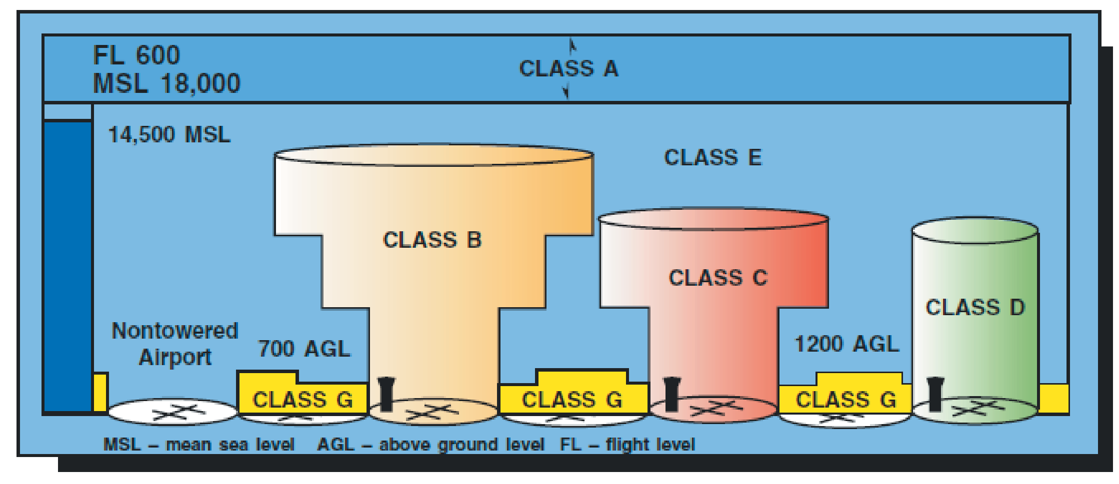


Figure 13-1. Airspace profile.

BASIC VFR WEATHER MINIMUMS		
Airspace	**Flight Visibility**	**Distance from Clouds**
Class A	Not Applicable	Not Applicable
Class B	3 statute miles	Clear of Clouds
Class C	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
Class D	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
Class E Less than 10,000 feet MSL	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
At or above 10,000 feet MSL	5 statute miles	1,000 feet below 1,000 feet above 1 statute mile horizontal
Class G 1,200 feet or less above the surface (regardless of MSL altitude). Day, except as provided in section 91.155(b).	1 statute mile	Clear of Clouds
Night, except as provided in section 91.155(b).	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
More than 1,200 feet above the surface but less than 10,000 feet MSL. Day	1 statute mile	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
Night	3 statute miles	500 feet below 1,000 feet above 2,000 feet horizontal
More than 1,200 feet above the surface and at or above 10,000 feet MSL.	5 statute miles	1,000 feet below 1,000 feet above 1 statute mile horizontal

Figure 13-2. Visual flight rule weather minimums.

Class Airspace	Entry Requirements	Equipment	Minimum Pilot Certificate
A	ATC Clearance	IFR Equipped	Instrument Rating
B	ATC Clearance	Two-Way Radio, Transponder with Altitude Reporting Capability	Private—Except a student or recreational pilot may operate at other than the primary airport if seeking private pilot certification and if regulatory requirements are met.
C	Two-Way Radio Communications Prior to Entry	Two-Way Radio, Transponder with Altitude Reporting Capability	No Specific Requirement
D	Two-Way Radio Communications Prior to Entry	Two-Way Radio	No Specific Requirement
E	None for VFR	No Specific Requirement	No Specific Requirement
G	None	No Specific Requirement	No Specific Requirement

Figure 13-3. Requirements for airspace operations.

受控空域

受控空域是一个通用术语，包含空域的不同分类，以及根据空域分类在其中提供 ATC 服务的定义空间大小。受控空域包括：

- A 类空域
- B 类空域
- C 类空域
- D 类空域
- E 类空域

A 类空域

A 类空域一般是从 18000 英尺平均海平面高度到包括 6 万英尺高度层在内的高度范围，包括 48 个本土州和阿拉斯加的海岸线 12 海里内水面上的空域。除非另有授权，A 类空域内的一切运行都按照 IFR 规则实施。

B 类空域

B 类空域通常是全国最繁忙的机场周围从地面到 10000 英尺平均海平面高度的空域。B 类空域的结构根据特定地区的需要而被单独定制，由地面区域和两层或多层组成。B 类空域象一个上下颠倒的婚宴蛋糕。在 B 类空域运行要求至少是私人飞行员证书；然而，这个要求也有一个例外。准备考取私人飞行员执照的飞行学员或者休闲类飞行员可以在这个空域中运行，如果他们接受了培训且飞行记录由认证的飞行教官根据 14 CFR 第 61 部背签的话，就可以降落在空域内除指定的主要机场之外的机场。

C 类空域

C 类空域一般是从地面延伸到那些机场周围之上 4000 英尺高度，这些机场有运行的控制塔台，它由一个雷达进近控制提供服务，有一定数量的 IFR 运行和乘客量。这个空域在制图上以平均海平面之 英尺为单位，一般是从地面到延伸到机场高度之上 4000 英尺的 5 海里半径地面区域，从机场高度之上 1200 英尺到 4000 英尺为 10 海里半径区域。还有一个 20 海里半径的外部区域，它从地面延伸到主要机场高度之上的 4000 英尺，这个区域可能包含一个或多个卫星机场。【大机场周围可能有一个或多个小机场】

D 类空域

D 类空域一般是从地面延伸到机场高度之上的 2500 英尺的周围地区，机场有一个运行的控制塔台。D 类空域的结构将被定制以满足地区的运行需要。

E 类空域

E 类空域一般是未指定为 A，B，C，D 类空域的受控空域。除了 18000 英尺平均海平面以外，E 类空域没有确定的垂直限制，但是它反而会从从地表或者一个指定的高度向上延伸到上面的或者邻近的受控空域。

非管制空域

G 类空域

受控空域或者 G 类空域是那些未指定为 A，B，C，D，E 类空域的空域部分。因此它被指定为未受控空域。G 类空域从地面延伸到上面的 E 类空域底部。尽管 ATC 没有权力和责任来管理空中交通，但是飞行员应该记住有适用于 G 类空域的 VFR 最低条件。

专用空域

专用空域存在于那些由于专用空域的特性而活动必须被限制的地区。在专用空域内，可能对那些不属于活动的一部分的飞机进行限制。专用空域一般有下列组成：

- 禁止区域
- 限制区域
- 警告区域
- 军事活动区域
- 警戒区域
- 受控的开火区域

禁止区域

禁止区域是因为安全或其他和国家安全有关的原因而建设的。禁止区域出版在联邦公报(Federal Register)且在航图上标出。

限制区域

限制区域表示有不平常的东西存在，对飞机通常是不可见的危险，例如炮火，高射炮或者制导导弹。飞机不可以进入限制区域，除非已经从管制机构得到了许可。限制区域在航图上标识且在联邦公报中出版。

警告区域

警告区域由可能对国际空域中未飞入的飞机有危险的空域组成。其活动很像限制区域中的那些。警告区的划设会超出 3 英里限制。警告区在航图上表示出来。

军事活动区域

军事活动区域(MOA)有确定的垂直和水平限制，它是为了把特定的军事训练活动和 IFR 交通量分开而建立的。没有阻止飞行员以 VFR 方式在此区域运行的限制；但是，飞行员应该保持警惕，因为训练活动可能有特技和突然机动。军事活动区也在航图表示出来。

警戒区域

警戒区域在航图上表示，提醒飞行员有大量的飞行训练或者发生非常规航空活动。

受控的开火区域

受控的开火区域包含的活动如果不在管制环境下管理的话，可能会对未飞入其中的飞机产生危险。受控的开火区域和其他专用空域的区别是当侦察机，雷达或者地面瞭望站表示一架飞机可能要接近区域时，空域中的活动必须暂停。

其它空域区域

其他空域区域是对其他大多数剩余空域的一般术语。它们包括：

- 机场咨询区
- 军事训练路线(MTR)
- 临时飞行限制
- 跳伞区
- 出版的 VFR 路线
- 终端雷达服务区
- 国家安全区

机场咨询区

机场咨询区是位于机场 10 法定英里内的一个区域，那里控制塔台是不工作的，但是那里有一个飞行服务站(FSS)。在这些地方，FSS 向到达和离开的飞机提供咨询服务。

军事训练航线

军事训练航线(MTR)是为了军队进行低空或高空训练用的。距离地面 1500 英尺以上高度的航线主要用于 IFR 飞行，1500 英尺及以下为 VFR 飞行。在扇区航图上，这种航线用“IR”或“VR”来识别。

临时飞行限制区域

为了分配临时限制区，将会发布一份 FDC NOTAM(飞行数据中心航行通告)。航行通告会以短语“FLIGHT RESTRICTIONS”开头，接着是临时限制区的地点，有效时间周期，法定英里定义的面积，以及影响的高度。NOTAM 还会包含 FAA 协调机构和电话号码，限制的原因，以及任何其他被认为适用的信息。飞行员应该把 NOTAM 作为飞行计划的一部分来检查。

建立临时限制区的一些目的如下：

- 保护空中或者地面的人员和财产安全，免受已有的和即将发生的危险之侵害
- 为救灾飞机提供一个安全的运行环境
- 阻止意外事件上空观光飞机的不安全拥塞，这会引起公众的高度注意
- 在夏威夷州因人道主义原因保护公告的国家灾难
- 保护总统，副总统或者其他公众人物
- 为太空机构的运行提供安全的环境

跳伞区域

跳伞区域出版在机场设施目录中。那些经常使用的地点被标注在扇区航图上。

出版的 VFR 航线

出版的VFR航线是为了一些复杂空域的附近，下方以及内部的转换。诸如VFR航路(flyway)，VFR 走廊，B 类空域，VFR 过渡航线，以及终端区域 VFR 航线这些术语已经被应用到这些航路中【即出版的 VFR 航线】。这些航路一般可以在 VFR 终端区域规划图上看到。

终端雷达服务区域

终端雷达服务区(TRSA)是加入的飞行员可以获得额外的雷达服务的区域。服务的目的是要为所有 IFR 运行和加入其中的 VFR 飞机之间提供间隔。

TRSA 内的主要机场变成 D 类空域。叠加在其他管制空域之上的 TRSA 的剩余部分，其通常是从 700 英尺或 1200 英尺开始的 E 类空域，是为向/从航路终端环境过渡而建立的。TRSA 在 VFR 扇区航图和终端区域图上用实心黑线和每一部分的高度表示出来。D 类空域

部分是用蓝色虚线(segmented line)绘制的。

加入 TRSA 服务是志愿的；但是，鼓励在 VFR 规则下运行的飞行员联系雷达进近控制，利用 TRSA 服务。

国家安全区域

国家安全区域是那些定义了垂直和水平尺寸的空域，在那些地点地面设施的安全和保安有增加要求。要求飞行员主动避免飞经描述的这些地区。必要时，飞行可能被临时禁止。

第十四章－导航



本章介绍目视飞行规则(VFR)下的越野飞行。它包含新飞行员计划和执行越野飞行的实践信息。

空中导航是驾驶一架飞机从一个地理位置到另一个地理位置的过程，在这个过程中随着飞行的前进还要监视自己的位置。它就提出了计划的要求，这包括在航图上测绘航线，选择检查点，测量距离，获得有关的天气信息，以及计算飞行时间，航向和燃油要求。本章使用的方法包括地标领航- 通过参考目视地标来导航，航位推测法(dead reckoning) – 从一个已知位置对方位和距离的计算，以及无线电导航 – 借助使用无线电设施导航。【航位推测法最初源自航海，现在是通指推测飞机或船的位置方法，不借助天文观察仪器，而通过从航行的方向和距离的精确位置来推算】

航图

航图【本章主要讨论的是 VFR 航图】是 VFR 规则下飞行员的使用的路线图。航图提供了跟踪他们位置的信息，还提供了能够提高安全性的信息。VFR 飞行员使用的三种航图有：

- 扇区航图(sectional chart)

- VFR 终端区域图
- 世界航图(World Aeronautical Charts)

在美国全国航图办公室网站(http://www.naco.faa.gov)上有一个免费的目录，它列出了航图和相关出版物，还包含了价格和购买说明。

扇区航图

扇区航图是现在的飞行员最常使用的航图。航图的比例尺为 1:500000(1 英寸=6.86 海里，或者约等于 8 法定英里)，能够在航图上包含更详细的信息。

航图提供了大量的信息，包括机场数据，导航设施，空域，和地形。图 14-1 是扇区航图图例的引用。通过对照图例，飞行员能够解释航图上的大部分信息。飞行员也应该检查航图上其他图例信息，包括空中交通管制频率和空域信息。这些航图半年修订一次，而美国本土之外的一些地区的航图是一年修订一次。

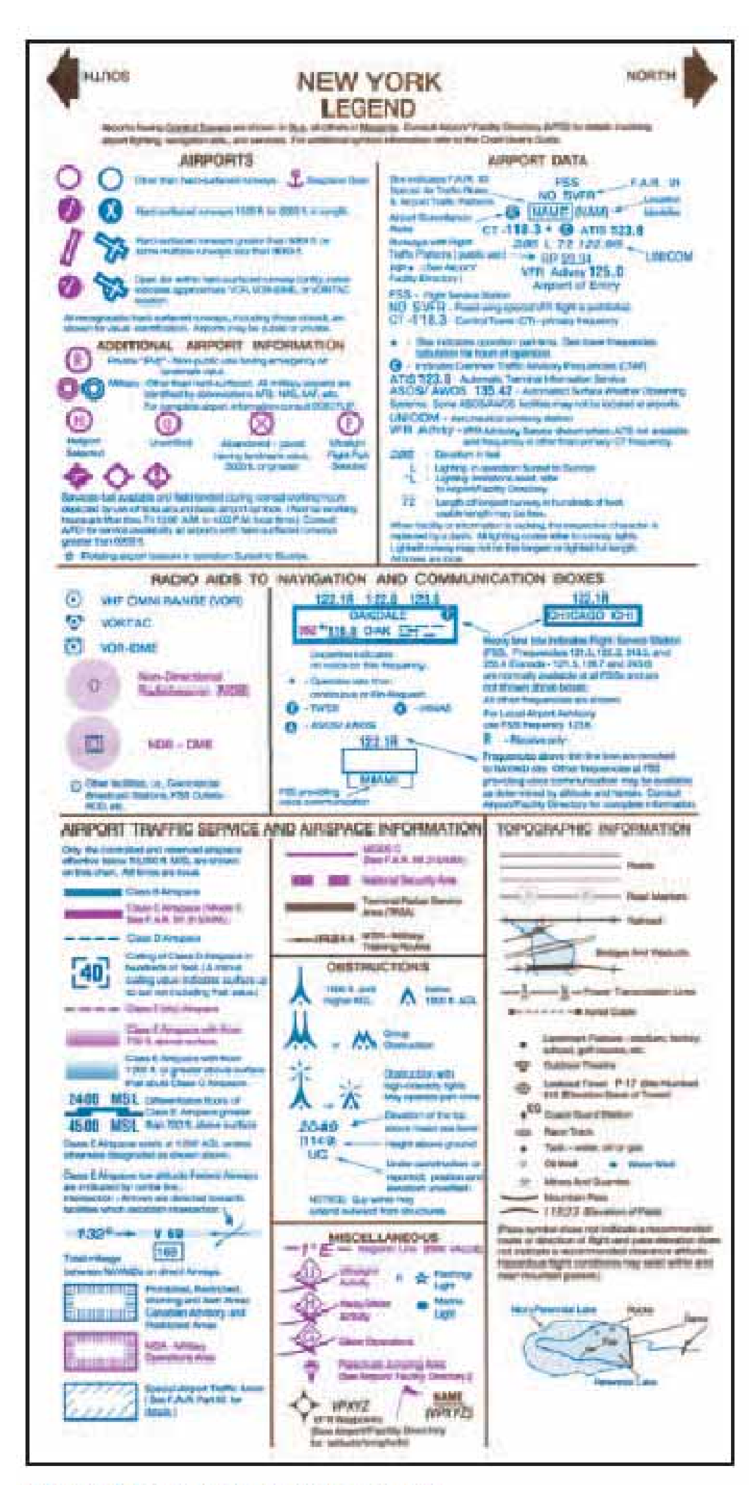


Figure 14-1. Sectional chart legend.

目视飞行规则终端区域图

在 B 类空域内或者附近飞行时，目视飞行规则(VFR)终端区域图是很有用的。它们的比例尺是 1:250000(1 英寸=3.43 海里或者 4 法定英里)。这些航图提供了更为详细的地形信息，且半年修订一次，有几个阿拉斯加和加勒比航图除外。

世界航图

世界航图是为了提供标准系列的航图，覆盖了世界上的陆地区域，其大小和比例尺便于中等速度的飞行器导航。它们的比例尺为 1:1000000(1 英寸=13.7 海里,大约 16 法定英里)。这些航图和扇区航图类似，符号也是一样的，但是由于比例尺变小所以细节上就差一些。这些航图一年修订一次，而几个阿拉斯加和墨西哥/加勒比航图是两年修订一次。

纬度和经度

赤道是一个到地球两极距离相等的假象的圆。平行于赤道的圆(东西方向延伸的线)就是纬度平行圈。它们是用于度量距离赤道的南纬或北纬读数。【所以纬度的测量基准线就是赤道线，那里的纬度为从 0 度开始】从赤道到极地的角度距离为四分之一个圆，即 90 度。美国 48 个本土州位于北纬 25 度到 49 度范围。图 14-2 中用 Latitude 标记的箭头指向纬度线。

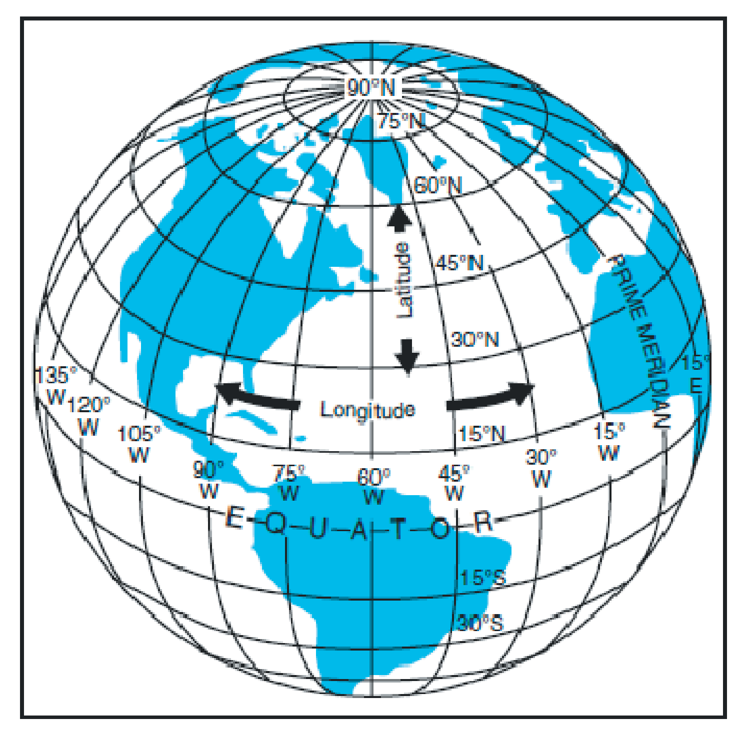


Figure 14-2. Meridians and parallels—the basis of measuring time, distance, and direction.

经度子午线是从北极划到南极，且和赤道成垂直角度。“本初子午线”穿过英国的格林威治(Greenwich),它作为 0 度线，从它开始分别向东和向西度量 180 度。美国 48 个本土州位于西经 67 度到 125 度之间。图 14-2 中 Longiude 标记的箭头就是指向经度线。【我国位于东半球，即从格林威治本初子午线向东方测量。】

因此任何一个具体的地理地点都可以根据它的经度和纬度来定位。例如，华盛顿特区大约为北纬 39 度，西经 77 度。芝加哥大约为北纬 42 度，西经 88 度。【北京为东经 116 度，北纬 39.5 度，上海为东经 121 度，北纬 31 度。】

时区

子午线也用于指明时区。一天被定义成地球完成一个完整的 360 度旋转所需要的时间。由于一天被分成 24 小时，即地球每小时旋转 15 度。正午就是太阳正照子午线的时候；对于子午线的西边来说就是早晨，而对东方则是下午。

标准的惯例是为每 15 经度建立一个时区。这就使得每个时区之间恰好相差 1 小时。在美国有四个时区。时区分别是东部(75 度)时区，中央(90 度)时区，山区(105 度)时区，太平洋(120 度)时区。有时候分界线是不规则的，这是因为靠近边界的居民经常发现使用邻近居民区或者贸易中心指定的时区更加方便。

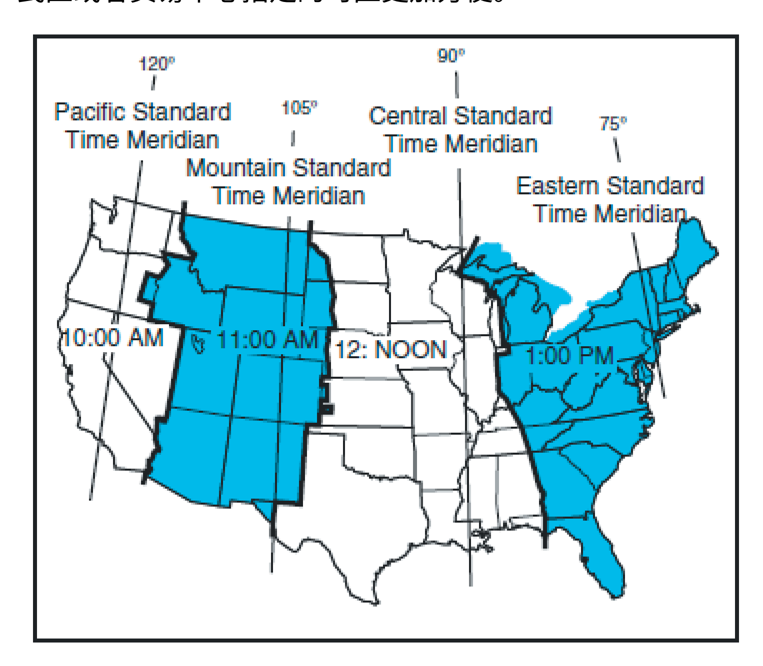


Figure 14-3. Time zones.

图 14-3 显示了美国的时区。当太阳位于 90 度子午线的正上方时，这时中央标准时就是正午。同时，东部标准时就是下午 1 点，山区标准时就是上午 11 点，而太平洋标准时为上午 10 点。当"日光节约"时【即夏令时】生效时，一般在 4 月的最后一个星期日到 10 月的最后一个星期日之间，正午时太阳位于 75 度子午线正上方，中央夏令时。

在向东长途飞行时必须要考虑这些时区差别，特别是飞行必须在天黑前结束时。记住，当从一个时区向东飞入另一个时区时就会失去一小时，或者甚至可能是从一个时区内的西边飞到东边。通过咨询飞行服务站(FSS)或者全国气象服务(NWS)来确定目的地的日落时间,当计划向东飞行时要考虑这个因素。

在大多数航空运行中，时间用 24 小时时钟表示。空中交通管制指令，天气报告和广播，以及到达目的地的估计时间都是基于这个系统的。例如，上午 9 点表示成 0900，下午 1 点表示成 1300，下午 10 点即 2200。

因为在一次飞行中，飞行员可能飞越几个时区，所以采用一个标准时间系统。它称为世界协调时间(UTC)，经常引用为祖鲁时间(Zulu Time)。UTC 时间是穿过英国格林威治的 0 度

经度线所在地的时间。全世界的所有时区都是基于这个基准。要转换这个时间，飞行员应按如下方法：

东部标准时间……………………增加 5 小时
中央标准时间……………………增加 6 小时
山区标准时间……………………增加 7 小时
太平洋标准时间…………………增加 8 小时。

对于夏令时，应该在计算出来的时间减去 1 小时。【由于北半球夏天的白昼时间长，为了要按照实际的阳光情况迟点天黑，所以才要减去 1 小时。】

方向的测量

通过使用子午线，从一点到另一点的方向可以用度从真北按顺时针方向来测量。为了表示飞行中沿着的航线方向，在航图上从出发地到目的地画一条直线，测量这条直线和子午线形成的角度即可。方向的单位为度，如图 14-4 的罗盘罗经卡所示。

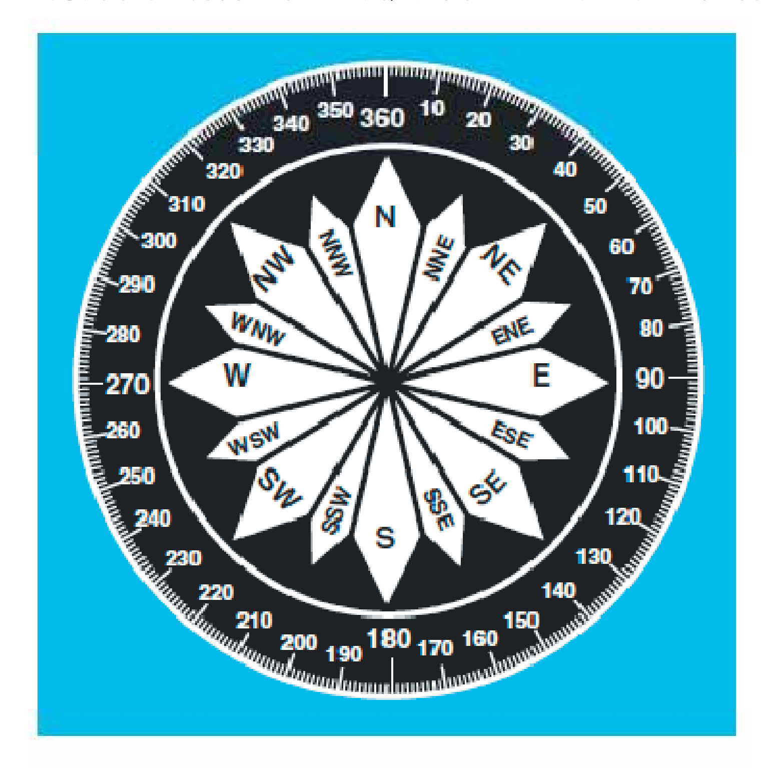


Figure 14-4. Compass rose.

因为子午线向两极汇聚，航向的度量应该是在航线的中点，而不是在出发点。在航图上度量的航向称为真航线方向。这是一个根据子午线或者真北向为基准测量的方向。它是一个用度测量的从真北向顺时针的预期飞行方向。

如图 14-5 所示，从 A 到 B 的方向就是 65 度的真航向，但是其回程(互补的角)将是真航线方向 245 度。【这里的航向是飞机的真实飞行轨迹的方向，有风时，飞机头的指向会不同于航迹方向。】

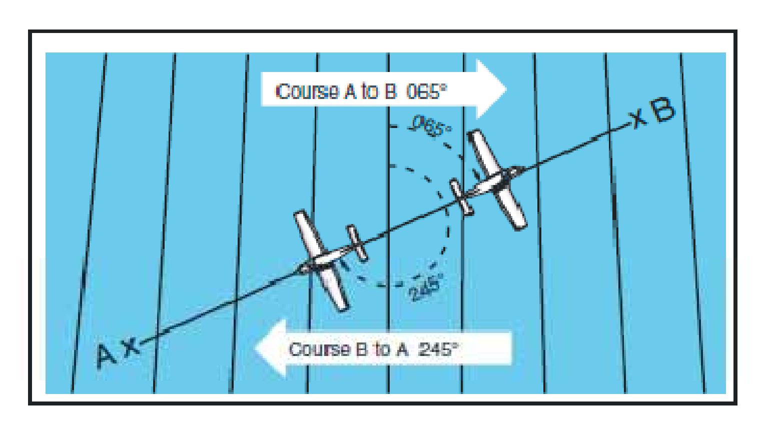


Figure 14-5. Courses are determined by reference to meridians on aeronautical charts.

真航向(true heading)是飞行中飞机头所指向的方向，它从真北向顺时针用度数度量。通常，飞机头的指向在有风的时候要稍微偏离真航线方向以补偿风的影响。进而，数字表示的真航向可能不对应于真航线方向。这将在本章的后面段落更加完整的讨论。就这里讨论的目的，在假设无风的条件下，航向和航迹方向将一致。因此，对于一个 065 度的真航线方向，其真航向为 065 度。然而，为了精确的使用罗盘，由于磁偏角和罗盘偏差必须进行修正。

磁偏角

磁偏角是真北向和磁北向之间的夹角。它表示为东磁偏角或西磁偏角，这取决于磁北向(MN)相对真北向(TN)是偏东还是偏西。

磁北极位于北纬 71 度，西经 96 度附近，距离地理的真北极约 1300 英里，如图 14-6 所示。如果地球是均匀磁化的，罗盘指针将指向磁北极，在这种情况下，真北向【用地理子午线表示】和磁北向【用磁力子午线表示】之间的磁偏角可以在任何子午线交点测量。

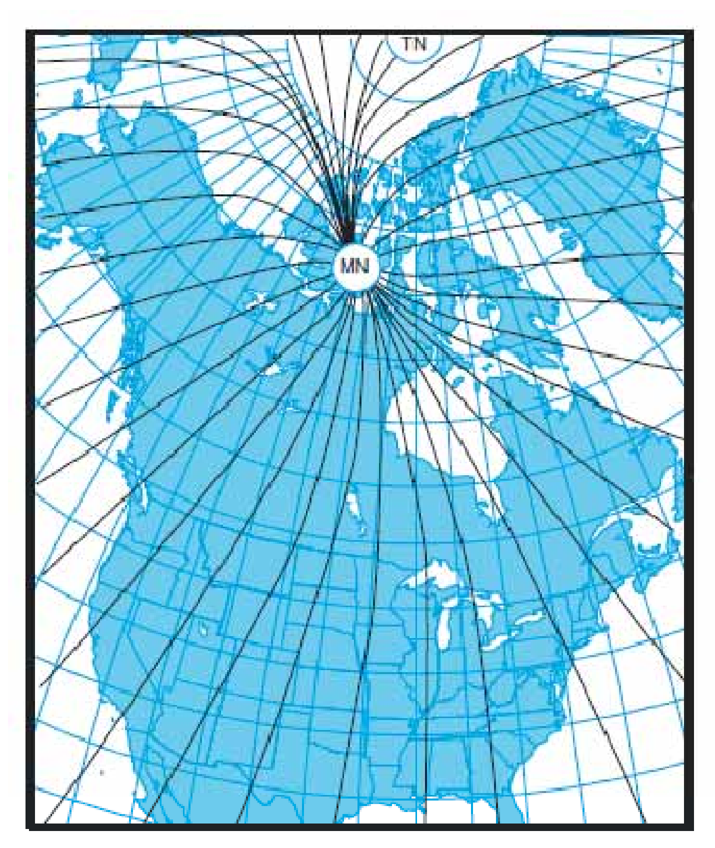


Figure 14-6. Isogonic chart. Magnetic meridians are in black; geographic meridians and parallels are in blue. Variation is the angle between a magnetic and geographic meridian.

实际上，地球不是均匀磁化的。在美国，指针通常指向总体上的磁极方向，但是可能在特定的地理位置上变化很多度数。从而，美国的成千上万个被选定的位置其准确的磁偏角大小已经被仔细的确定出来。磁偏角的大小和方向会随着时间缓慢的变化，在大多数航图上用不连续的品红色线条表示，称为等磁偏线，它链接了很多等磁偏角的点。(链接无磁偏角的点形成的线称为零磁偏线)图 14-6 显示的是一幅等磁偏线图表。在等磁偏线和零磁偏线上的微小弯曲和拐弯是由那些地区影响磁力的不寻常地址条件引起的。

在美国的西海岸，罗盘指针指向真北向的东边；在东海岸，罗盘指针指向真北向的西边。零磁偏角存在于零磁偏线上，在那里磁北向和真北向一致。这条线概略的穿过大湖的西部，向南穿过威斯康星，伊利诺斯，西田纳西，然后沿着密西西比和阿拉巴马的边界。(对比图 14-7 和 14-8)

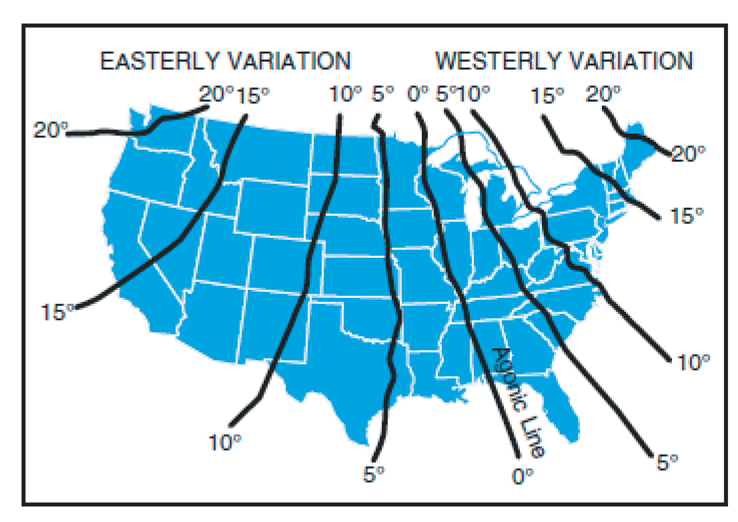


Figure 14-7. A typical isogonic chart. The black lines are isogonic lines which connect geographic points with identical magnetic variation.

由于航迹是以指向真北向的地理子午线为参考来测量的，而这些航迹是以罗盘为参考来维持的，它是顺磁子午线指向磁北极的。因此为了飞行，真方向必须转换为磁方向。这个转换是通过加减磁偏角来实现的，磁偏角由航图上最靠近的一条等磁偏线标明。真方向经磁偏角修正后即称为磁方向。【航迹的方向用地理子午线为基准，而加上或减去当地的磁偏角之后即称为飞机的磁航向。】

如果磁偏角显示为东 9 度，这意思是磁北向偏离真北向以东 9 度。如果飞行的真航向(heading)为 360 度的话，必须从 360 度减去 9 度，结果磁航向为 351。如果向东飞的话，磁航向就是 81 度。向南飞，则磁航向为 171 度。向西飞，磁航向就是 261 度。如所飞真航向为 60 度，所飞的磁航向就是 51 度。【按照这个假定，也就是说磁航向 351 度才和真航向 360 线方向平行。简而言之，磁北极和地理北极是两套坐标系统。】

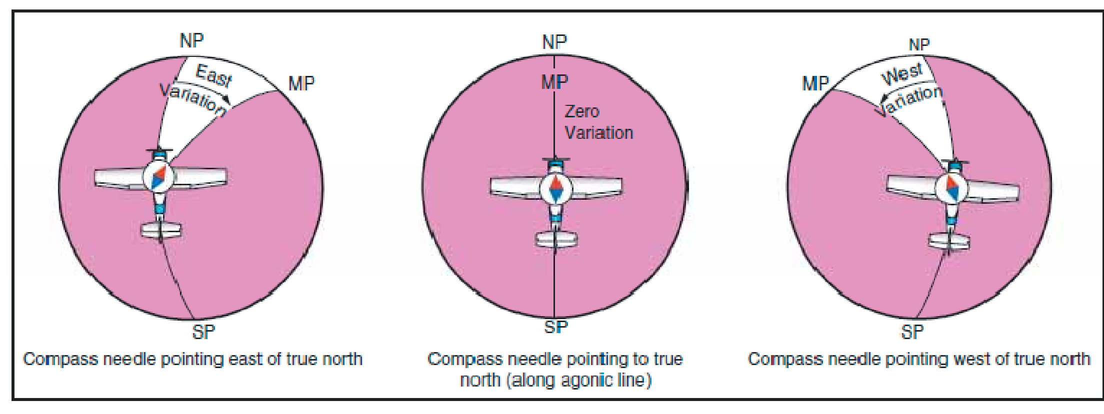


Figure 14-8. Effect of variation on the compass.

记住，真航迹或航向转换为磁航迹或航向时，要注意最近的等磁偏线的磁偏角。如果磁偏角是向西的，就用加法；如果是向东的，就用减法。一个记住是加还是减磁偏角的方法是一句口诀：向东变差，向西最好。【"east is least(subtract) and west is best (add)."按照字面意思就是取词的后部分相同，但是含义上又能衔接的上。Least是最小的，最少的，用减法才会变小啊，而向西用best一词衔接，用加法才会增多，这不是好事吗。出于自私的考虑，谁不喜欢获得呢，所以减法变差，而加法是最好的。】

偏差

为了得到正确的飞行罗盘航向，计算磁航向是一个必要的中间步骤。为了计算罗盘航向，还要对偏差进行修正。由于飞机内部诸如电流，无线电，灯光，工具，发动机，和磁化的金属部件的磁力影响，罗盘指针通常相对于其正常读数有所偏离。这个偏离就形成了偏差。【在测量上称为外部干扰引起的仪表误差，这种误差是可以改进的。】每一架飞机的偏差是不同的，在同一架飞机内也可能因航向不同而偏差值也不同。【这和仪表的非线性误差有关，就类似于一杆秤测量 1 克质量的误差和测量 1000 千克时的误差是不同的。】例如，如果发动机里的磁力吸引罗盘的北极，当飞机在磁北向航向飞行时就不会有什么影响。然而，在向西或者向东航向时，罗盘读数就会有误差，如图 14-9 所示。磁吸引力可以来自于飞机的很多其他部分；假设吸引力来自发动机只是为了说明问题的目的。

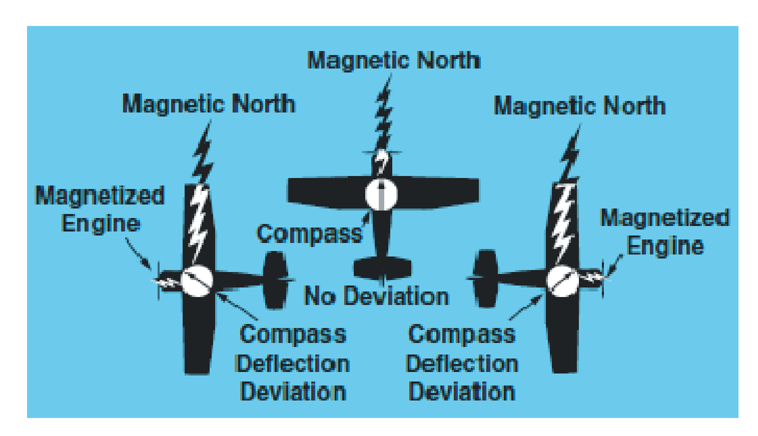


Figure 14-9. Magnetized portions of the airplane cause the compass to deviate from its normal indications.

可以对罗盘进行部分调整，这称为补偿，可以减少这个误差，但是剩余的修正就必须由飞行员来完成。

对罗盘进行的适当补偿最好由胜任的机械工程师完成。因为飞机内部的磁力变化，由于着陆冲击，摆动，机械运作，或设备的更换，有时候飞行员也应该检查罗盘的误差。检查偏差所用的程序(称为"回转罗盘")被简要概述。

飞机被放在磁罗经台上，发动机启动，打开正常使用的电力设备(例如无线电)。后三点式飞机应该被顶起，呈飞行姿态。飞机和罗经台上的磁北向对齐，罗盘上显示的读数记录在一个偏差卡上。飞机然后按找 30 度间隔顺序对齐，每次读数都被记录。如果飞机要在夜晚飞行，要打开灯光，读数的任何 明显变化都会被注意到。如果这样的话，要制定额外的用于夜晚的项目。

罗盘的精度也可以通过对比罗盘读数和一条已知方向的跑道来检查。

偏差卡，类似于图 14-10，放在罗盘的附近，显示了修正不同航行的偏差所要求的加减度数，通常以 30 度为间隔。对于中间读数，飞行员应该能够用插值法心算得到足够的精度。例如，如果飞行员需要 195 度方向的修正值，已知 180 度的修正为 0 度，而 210 度的修正为 2 度，可以假设 195 的修正为 1 度。磁航向经偏差修正后即称为罗盘航行(compass heading)。

FOR (MAGNETIC)........	N	30	60	E	120	150
STEER (COMPASS).......	0	28	57	86	117	148
FOR (MAGNETIC)........	S	210	240	W	300	330
STEER (COMPASS).......	180	212	243	274	303	332

Figure 14-10. Compass deviation card.

下面的这个方法被很多飞行员用来计算罗盘航向：在测得真航迹方向(TC)之后，经风修正之后得到的结果是真航向(TH)，TH±磁偏角(V)=MH±偏差(D)=罗盘航向(CH)这个顺序就使用来得到罗盘航向的。如图 14-11。

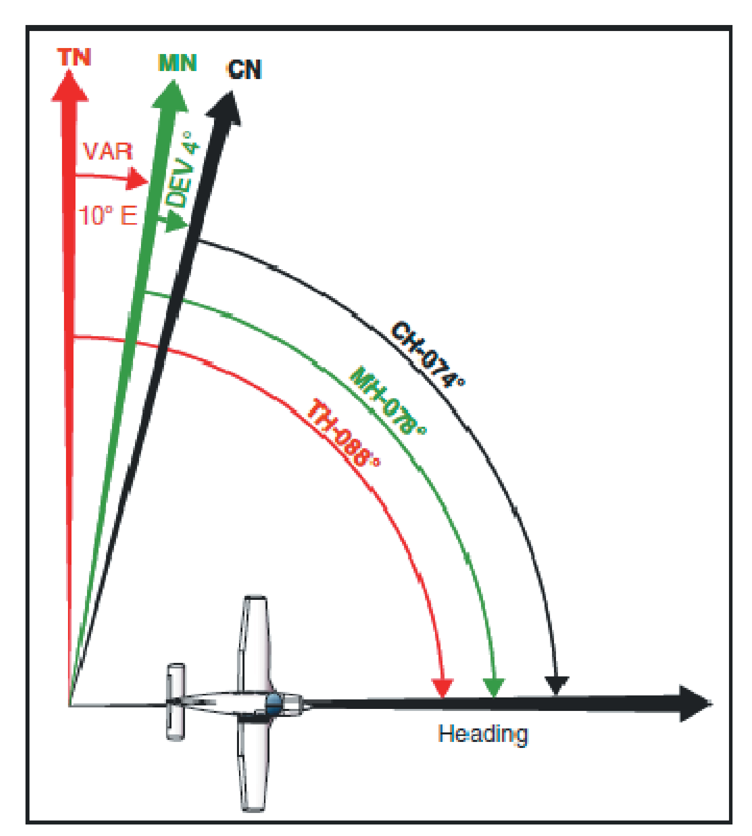


Figure 14-11. Relationship between true, magnetic, and compass headings for a particular instance.

风的影响

前面的讨论解释了如何在航图上测量真航迹方向，以及如何对磁偏角和偏差进行修正，但是一个重要因素还没有考虑- 风。正如在对大气的研究中讨论的，风是空气团在地球表面一定方向上的运动。当风从北方以 25 节速度吹来时，简单说就是空气正以每小时 25 海里的速度在地球表面上向南移动。

在这些条件下，任何不和地球接触的中性物体将被风向南以 25 海里每小时的速度携带。当观察云，尘埃，和玩具气球被风顺着吹的时候，这种影响就变得更明显。明显地，在移动的空气团中飞行的飞机会受到类似的影响。即使飞机不会随风自由漂浮，它在空气中移动，而同时空气在地面上运动，因此受到了风的影响。从而，在 1 小时飞行的结束，飞机将会在

由这个运动的合成导致结果的位置：

- 空气团相对于地面的运动
- 飞机在空气团中的前进运动

实际上这两个运动是独立的。只要考虑飞机在空气中的飞行，飞机在其中飞行的空气团是运动还是静止就没什么差别。飞行员在 70 节大风中飞行可能完全不知道有任何风(除了可能的湍流)，除非观测了地面。然而，以地面为参考，飞机在顺风时看起来飞的更快，逆风时飞的更慢，在侧风时会左右漂移。

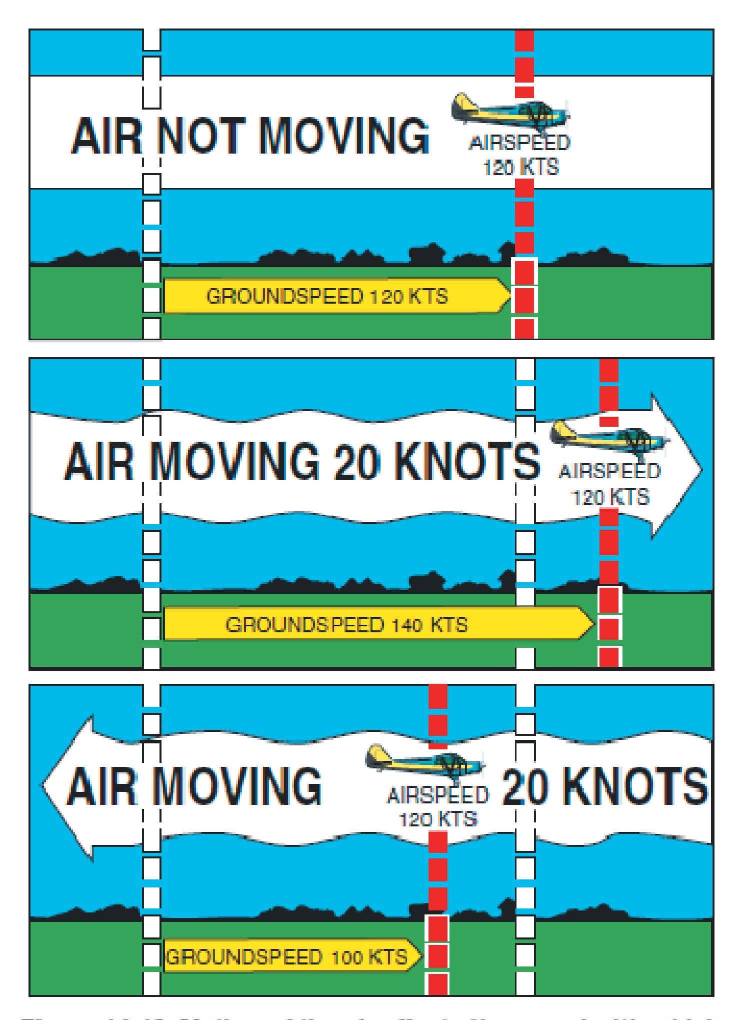


Figure 14-12. Motion of the air affects the speed with which airplanes move over the Earth's surface. Airspeed, the rate at which an airplane moves through the air, is not affected by air motion.

如图 14-12 所示，以 120 节空速在静止空气中向东飞行的飞机，其地面速度恰好等同于 120 节。如果空气团是以 20 节速度向东运动，飞机的空速将不会受影响，但是飞机相对于地面的前进速度就是 120 加上 20，或地面速度为 140 节。另一方面，如果空气团以 20 节速度向西运动，飞机的空速仍然保持不变，但是地面速度就会变为 120 减去 20，即 100 节。

假设没有对风的影响进行修正，如果飞机以 120 节速度向东飞行，空气团向南以 20 节速

度运动，那么在 1 小时后飞机将会由于它在空气中的运动差不多位于它的出发点以东 120 英里。由于空气的运动，它也会位于向南 20 英里位置。在这些情况下，空速仍然是 120 节，但是地面速度是通过飞机的运动和空气的运动结合起来计算的。地面速度可以测量为飞机从出发点到 1 小时后飞机位置的距离。地面速度可以通过已知距离的两点间飞行需要的时间来计算。也可以在飞行前，通过作一个风三角形来计算，这会在本章的后面解释。图 14-13

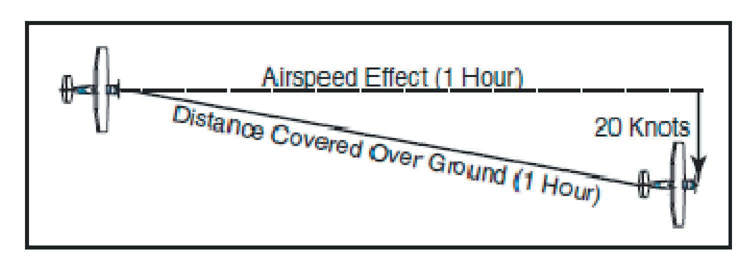


Figure 14-13. Airplane flightpath resulting from its airspeed and direction, and the windspeed and direction.

飞机在飞行时所指向的方向为航向(heading)。它相对地面的实际路径是飞机运动和空气运动的合成，称为航迹。【飞机相对于空气的运动和空气相对地面的运动，合成得出飞机相对于地面的运动。】航向和航迹之间的夹角称为偏航角。如果飞机的航向和真航向(true course)一致且风是从左边吹来的，那么航迹就不会和真航线一致。风会使飞机向右漂移(drift)，因此飞机的航迹将会偏移到预期航线或真航线的右边。如图 14-14

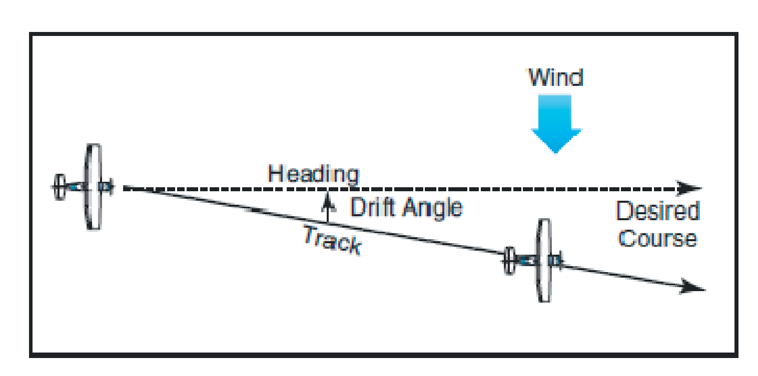


Figure 14-14. Effects of wind drift on maintaining desired course.

通过计算漂移量，飞行员可以抵消风的影响，使得飞机的航迹和预期航线一致。如果空气团是从航线左侧运动过来，飞机将会向右漂移，必须把航向向左足够的偏转来修正航向，以抵消这个漂移。换句话说，如果风是从左边来的，必须把飞机头向做偏一定的度数来修正，因而修正风的漂移。这就是风修正角，它用真航向左右的度数来表示。如图 14-15

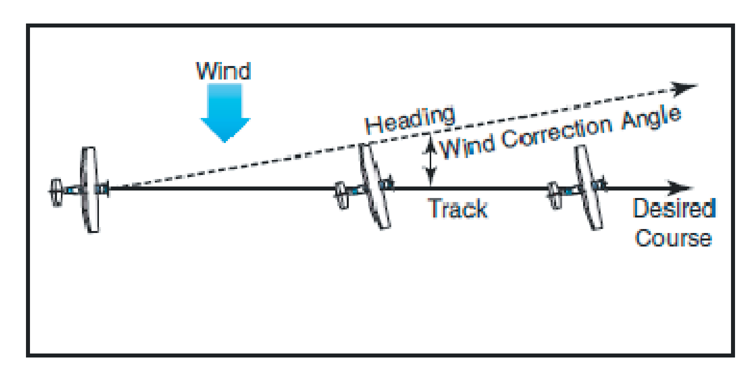


Figure 14-15. Establishing a wind correction angle that will counteract wind drift and maintain the desired course.

小结：

航线(COURSE)- 是飞机相对于地面的预期路径；或者是航图上一条表示飞机预期路径的直线的方向，表示为从一特定的基准参考线顺时针从 0 到 360 度到那条线的测量角度。
航向(HEADING)- 这是飞行中飞机头所指的方向。
航迹(TRACK) – 是飞行中飞机相对于地面的实际路径。(如果对风进行了正确的修正，那么航线和航迹将会一致。)
偏航角(DRIFT ANGLE) – 航向和航迹之间的夹角。
风修正角(WIND CORRECTION ANGLE) –为得到一个航向而对航线进行的修正，以至于能使航线和航迹一致。
空速(AIRSPEED) – 飞机在空气中前进的速度。【主要是指飞机相对于空气的速度，空速还有多个类型，请参考性能一章】
地面速度(GROUNDSPEED) – 飞机在飞行中相对于地面的前进速度。

基本计算

开始越野飞行之前，飞行员应该按常规计算时间，速度，和距离，以及需要的燃油量。

分钟换算为等效的小时

解决速度，时间，和距离问题的时候，经常要把分钟换算成等效的小时。为把分钟换为小时，要把分钟除以 60(60 分钟等于 1 小时)。因此，30 分钟即 30/60=0.5 小时。要把小时换算成分钟，就要乘以 60。因此，0.75 小时等于 0.75X60=45 分钟。

时间 T=D/GS

要得到飞行时间 T，用距离 D 除以地面速度 GS。以 140 节地面速度飞行 210 海里的时间就是 210/140=1.5 小时。(0.5 小时乘以 60 分钟即等于 30 分钟。)答案是 1 小时 30 分钟。

距离 D=GSXT

为计算给定时间内的飞行距离，那么要用地面速度乘以时间。1 小时 45 分钟内以 120 节地面速度飞行的距离就是 120X1.75=210 海里。

地面速度 GS=D / T

为了计算地面速度，要用距离除以要求的时间。如果一架飞机在 3 小时内飞行了 270 海里，地面速度就是 270/3=90 海里每小时。【这个速度是飞机的平均速度，巡航飞行时的速度基本是恒速的。】

节换算为英里每小时

另一个换算是把节换算成英里每小时。航空业更为频繁地使用节而不是英里每小时，【节的单位源于航海，早期的飞机速度表单位也有不少是英里每小时，现代设计的飞机基本都是节为单位。】但是遇到和速度有关的问题确实使用英里每小时的时候，讨论一下这个换算也是有用的。全国天气服务(NWS)报告地面风和高空风的单位都是节。但是，一些飞机上的空速指示仪是按照英里每小时来校准的(尽管现在很多飞机是按照英里每小时和节这两个来校准的)。因此，飞行员应该学习把风速的节换算为英里每小时。

1 节是 1 海里每小时。因为 1 海里有 6076.1 英尺，而 1 法定英里有 5280 英尺，换算因子就是 1.15。【即 1 海里距离是英里的 1.15 倍。】节换算为英里每小时的时候就要乘以 1.15。例如，20 节的风速等效于 23 英里每小时。

大多数飞行计算机或者电子计算器提供了这个换算方法。另一个快速的换算方法是使用航图底部海里和法定英里的比例尺。

【由于我国使用公制作为常用单位，所以米和千米在距离计算的时候是最常用单位。1 节约等于 1.85 公里每小时，即节换算为公里每小时的时候换算因子为 1.85。】

燃油消耗

飞机的燃油消耗用加仑【加仑是英美国家常用的英制液体容积单位，英国 1 加仑等于 4.546 升，美国 1 加仑等于 3.785 升。1 升等于 1000 毫升。】每小时计算。因而，要计算一次特定飞行需要的燃油，必须知道飞行所需的时间。飞行时间乘以燃油消耗速度就得到了需要的燃油量。例如，以地面速度 100 节的 400 海里飞行需要 4 小时。如果飞机每小时消耗 5 加仑，那么总消耗量就是 4X5 即 20 加仑。

燃油消耗的速度取决于很多因素：发动机状况，螺旋桨节距，螺旋桨转速，油气混合汽的富油程度，特别是巡航速度飞行时使用的马力百分比。飞行员应该从巡航性能图或者根据经验了解大概的消耗速度。除了飞行所需要的燃油量外，还要有足够的储备油量。【单发螺旋桨

飞机一般至少要有 30 分钟的储备油量，以备绕飞或者降落至备降机场，以及等待航线等意外之需，而波音 747-400 客机可能在到达目的地降落后还有大约 10 吨可用燃油。】

飞行计算器

到这里为止，只使用了数学公式来计算诸如时间，距离，速度和燃油消耗等数据。实际上，大多数飞行员会使用一个机械的或者电子的飞行计算器。这些设备可以计算很多和飞行计划以及导航有关的问题。机械式或电子式计算器会有一本说明书和很多合适的示例问题，因此飞行员容易熟悉它的功能和操作。如图 14-16



Figure 14-16. A picture of the computational and wind side of a common mechanical computer, an electronic computer, and plotter.

绘图仪

飞行计划时另一个有用的辅助工具是绘图仪，它有量角器和直尺组成。在确定真航迹方向和测量距离的时候，飞行员可以使用这个工具。大多数绘图仪有一个直尺，它可以测量海里和法定英里，一面还有一个用于扇区航图的比例尺，另一面是世界航图比例尺。如图 14-16。

地标领航

地标领航(pilotage)是以地标(landmark)或者检查点为参照的导航方法。它是一个可用于任何有足够检查点的航线的导航方法，但它更为普遍地是和航位推测法和 VFR 无线电导航结合使用。

选择的检查点相对于飞行的区域应该有显著的特征。选择根据其他特征可以容易地识别的检查点，例如公路，江河，铁路轨道，湖泊，以及输电线。【一般是高压输电线】如果可能的话，选择航线每边的那些能形成有用边界或范围的特征，例如高速公路，江河，铁路，以及山脉。飞行员可以通过参照而不飞越这些选定的范围来避免偏离航线太远。永远不要完全信任任何单一的检查点。要选择足够多的检查点。如果错过了一个，保持航向的同时寻找下一个。当根据检查点确定位置时，要记住扇区航图的比例尺是 1 英寸等于 8 法定英里或 6.86 海里。例如，如果一个选择的检查点在航图上距离航线半英寸，那么在地面上它距离航线是 4 法定英里或者 3.43 海里。在更为拥挤的地区，一些更小的特征就不会包含在航图上。如果你暂时无法识别，就要保持航向。如果从当前的航向做了转弯，就很容易迷航。

航图上显示的道路主要是经仔细游历(well-travelled)的或者是那些从天空看最明显的道路。新的道路和建筑物不断地被建造出来，在下一期航图出版前它们可能没有显示在航图上。一些建筑物，例如天线可能很难看到。有时电视台的天线可能成组的聚在一个靠近城区的地方。它们可能是由几乎看不见的钢缆线支撑的。永不要接近天线区域中距最高的一个 500 英尺以下范围。【保持距最高的天线顶部 500 英尺以上】大多数更高的建筑物用闪光灯做标志，以使它们更容易被飞行员看见。然而，一些天气条件或者背景灯光可能使它们难以被看到。航图显示了印刷出版时可以得到的最佳信息，但是飞行员应该小心新的建筑物或者航图印刷出版后所发生的变化。【每种航图都有有效期，永远不要使用过期的航图，美国本土 48 个州的扇区航图半年修订一次，其他地区 1 年修订一次。间隔时间还是比较长的。】

航位推测法

航位推测法是只通过根据时间，速度，距离和方向的计算手段的导航。得自这些变量的结果在经过风速和速度调整后就是航向和地面速度。预测的航向将会引导飞机沿预期的路线飞行，地面速度将确定到达每个检查点和目的地的时间。除了在水域上空飞行之外，航位推测法通常和地表领航一起用于越野飞行。【即在水上飞行时一般不使用航位推测法。】计算出来的航向和地面速度不断地的根据地表领航观测的检查点来监控和修正。

风三角形或向量分析

如果没有风，那么飞机的地面轨迹将会和航向一样，地面速度将和真空速一样。这种条件是很少出现的。风三角形即飞行员版本的向量分析，它是航位推测法的基础。

风三角形是风对飞行影响的图形化解释。任何飞行的地面速度，航向，和时间都可以使用风三角形来计算。它可以被用于最简单类型的越野飞行和最复杂的仪表飞行。有经验的飞行员对基本原理已经熟悉到他的估算值足够目视飞行，而用不着真的去画图。然而，初学飞行的

学员需要培养绘制这些图的技能，以此帮助完全理解风的影响。不管是有意识的还是无意识的，每个好的飞行员都会按照风三角形来思考飞行。

如果飞行是沿航线向东的，且风是从东北方向吹来的，飞机头必须朝东向北偏一点以抵消漂移。这可以用如图 14-17 总的简图表示。每一条线都表示方向和速度。长的虚线表示飞机头的指向，其长度表示 1 小时的空速大小。右边的短虚线表示风向，其长度表示 1 小时的风速。实线表示轨迹的方向，或在地面上测量的飞机路线，其长度表示 1 小时内前进的距离，或者地面速度。

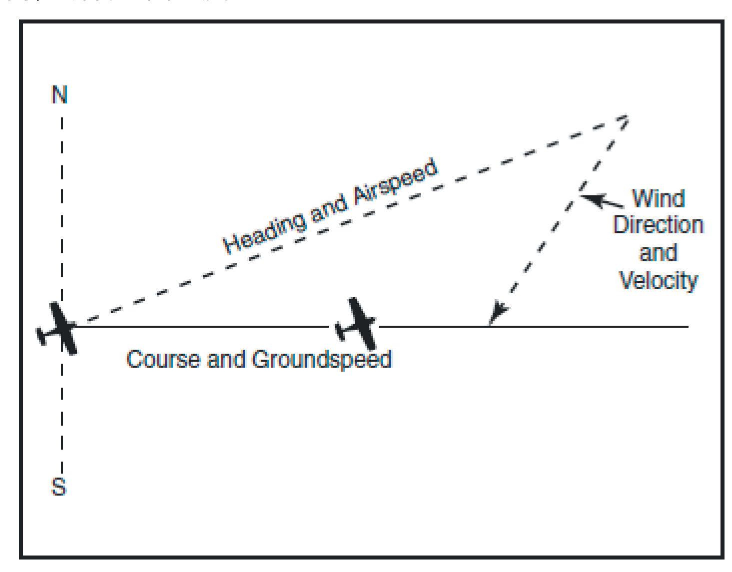


Figure 14-17. Principle of the wind triangle.

在实际的实践中，图 14-17 示例的三角形是不画的；相反，而是绘一个如图 14-18 中的黑线所示的类似三角形，它在下面的例子中解释。

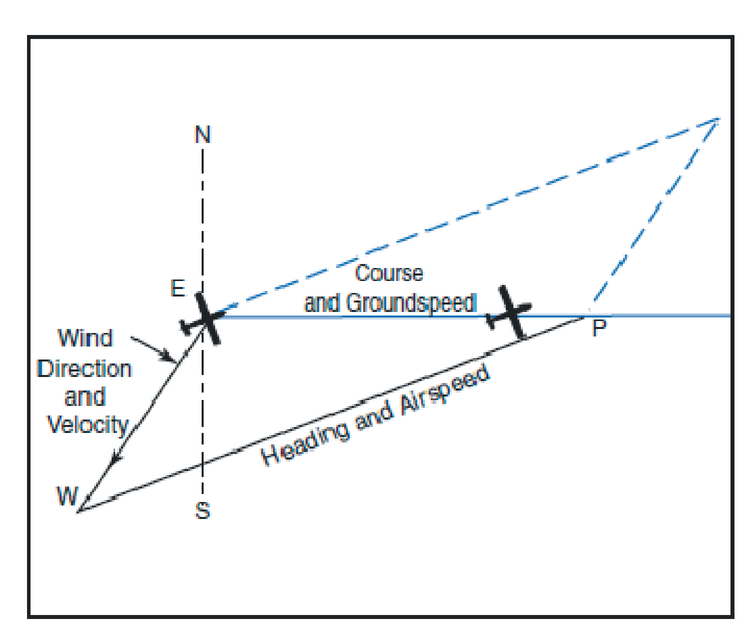


Figure 14-18. The wind triangle as is drawn in navigation practice. Dashed lines show the triangle as drawn in figure 14-17.

假设要进行一次从 E 点到 P 点的飞行。在航图上画一条连接这两点的直线；用量角器或者

绘图仪测量它相对于子午线的方向。【即相对真北向。】这是真航迹方向，在这个例子中被假定为 90 度(向东)。从全国天气服务(NWS)得知在预期飞行的高度上风速为 40 节，风向为东北 45 度。由于全国天气服务用节来报告风速，如果飞机的真空速为 120 节，就不必把速度节换算为英里每小时了，反之亦然。

现在在一张空白的纸上画一条表示南和北的垂直线。(其他步骤如图 14-19 所示。)

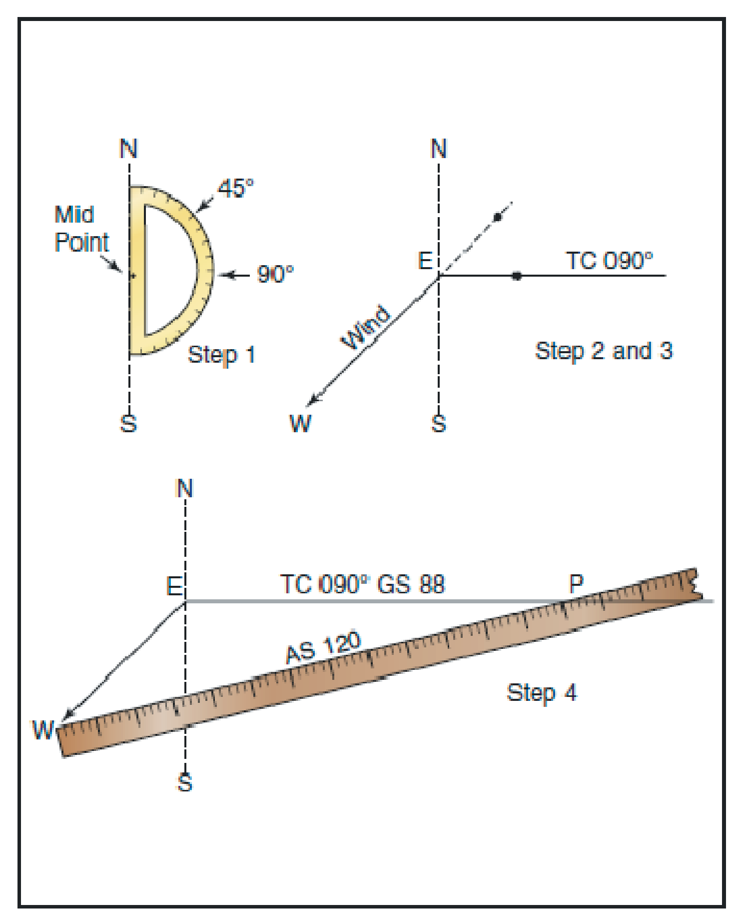


Figure 14-19. Steps in drawing the wind triangle.

把量角器的基线静放在垂直线上，而弯曲的一边向东。在基线的中点，标一个点为“E”(出发地)，在弯曲的仪表 90 度位置(表示真航迹方向)和 45 度位置(表示风向)各标一个点。

用直尺，从 E 点向 90 度标志的点画真航迹方向线，稍微画出头一点，把这条线表示为“TC 090”。

下一步，把直尺和 E 点及 45 度位置的点对齐，从 E 点画风向箭头，不是向 45 度方向，而是顺着风吹的方向，让它的长度为 40 单位，以和 40 节的风速对应。在表示风向的箭头末尾加上字母“W”表示这条线是风向线。最后，在直尺上测量出 120 单位来表示空速，在直尺上这点标记一个点。使用的单位可以是任何方便的比例尺或者数值(例如 0.25 英寸等于 10 节)，但是一旦选定，每个相关的线性运动必须使用相同的比例尺。然后放置直尺，端点在箭头位置(W)，120 节的点和真航迹方向线相交。画一条线，标记为“AS120”。交点位置的 P 点表示 1 小时候飞机的位置。绘图这样就完成了。

1 小时内飞行的距离(地面速度)就是真航迹方向线上测量出来的单位数量(88 海里每小时或 88 节)。

用于抵消漂移的真航向用空速线的方向表示，它可以用下列两个方法的其中之一来计算：

- 把量角器的直边沿南北线放置，其中心点位于空速线和南北线的交点，就可以直接读出真航向的度数(076 度)。如图 14-20

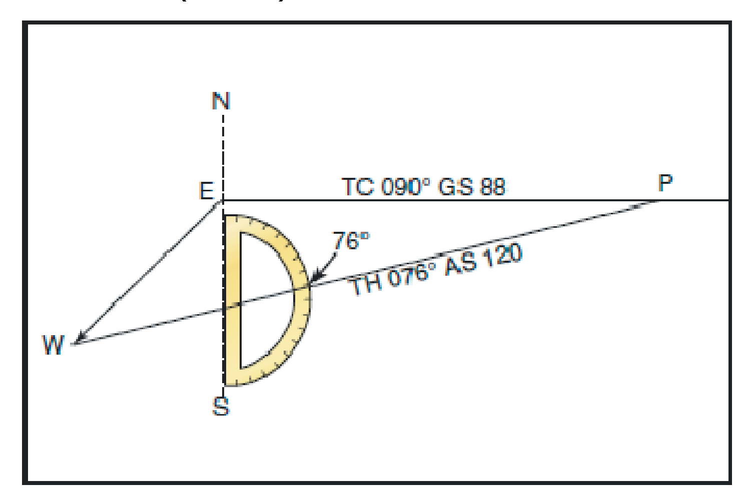


Figure 14-20. Finding true heading by direct measurement.

- 把量角器的直边沿真航迹方向线放置，其中心点放在 P 点处，可以读出真航迹方向线和空速线的夹角。这是必须应用于真航迹方向以获得真航向的风修正角(WCA)。如果风从真航迹的右侧吹来，就要加上这个修正角；如果是从左边吹来的，就要减去风修正角。在这个例子中，风修正角是 14 度，风是从左边吹来的；因此，从真航迹方向 90 度减去 14 度等于真航向 76 度。如图 14-21 所示。

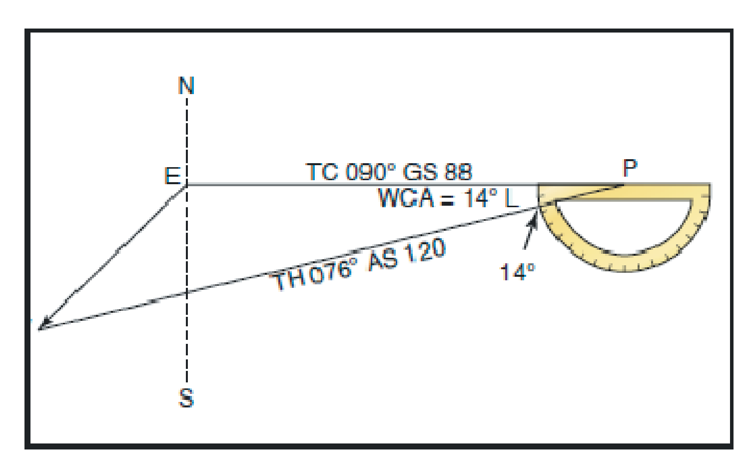


Figure 14-21. Finding true heading by the wind correction angle.

得到真航向之后，对磁偏角进行修正后得到磁航向，修正罗盘偏差后得到罗盘航向。根据航位推测法，罗盘航向就可以用于飞向目的地。

要计算飞行需要的时间和燃油，首先要通过测量画在航图上的航迹线长度(要使用航图底部的适当的比例尺)得到到目的地的距离。如果测量的距离为 220 海里，除以 88 节的地面速度，得到 2.5 小时即 2 小时 30 分钟，这就是需要的时间。如果燃油消耗速度是 8 加仑每

小时，8 乘以 2.5 或大约使用 20 加仑燃油。简单小结一下，获得飞行信息的步骤如下：

- 真航迹方向(TRUE COURSE) – 连接亮点的直线方向，它画在航图上，在中间子午线上顺时针方向测得的真北向度数。
- 风修正角(WIND CORRECTION ANGLE)- 从风三角形中计算得到。如果风是从真航迹右边吹来的，则风修正角增加到真航迹方向；从左边吹来时，则减去风修正角。
- 真航向(TRUE HEADING) – 从真北向顺时针测量的度数，飞机头应该指向这个方向，以获得良好的预期航迹。
- 磁偏角(VARIATION) – 从图上的等磁偏线获得。如果磁偏角相对真北向偏西，则磁偏角增加到真航向；如果偏东，则减去。
- 磁航向(MAGNETIC HEADING)- 换算的一个中间步骤。磁偏角应用到真航向就可以得到磁航向。
- 偏差(DEVIATION) – 从飞机上的偏差卡得到。按卡上指明的数值，加到磁航向或者从磁航向减去。
- 罗盘航向(COMPASS HEADING) – 罗盘上的读数(偏差应用到磁航向上即可得到罗盘航向)，按照罗盘指示来保持预期的航向。
- 总距离(TOTAL DISTANCE) – 通过测量航图上的真航迹线长度而得到(使用航图底部的比例尺)。
- 地面速度(GROUNDSPEED) – 通过测量风三角形上的真航迹方向线长度而得到(使用绘图使选定的比例尺)。
- 估计飞行时间(ESTIMATED TIME EN ROUTE,ETE) – 总距离除以地面速度。
- 燃油消耗速度(FUEL RATE)- 预先计算的巡航速度下耗油速度(加仑每小时)。

说明：作为安全手段，足够储备量的额外燃油也应该加上去。

飞行计划

联邦法规全书 14 篇第 91 部部分表述说，在开始一次飞行之前，飞机的驾驶员(pilot in command)应该熟悉所有和那次飞行有关的可用信息。对于不在机场附近的飞行，这必须包括当前天气报告和预报，燃油要求，如果计划的飞行不能完成时可用的备降机场，以及 ATC 告知驾驶员的任何已知交通延误等这些可用信息。

收集必要的材料

在飞行前，飞行员应该收集好必要的材料。一张适当的当前扇区航图和航路附近区域的航图(如果飞行航路靠近航图边界)应该包含在这些材料中。

额外的装备应该包括一个飞行计算器或者电子计算机，绘图仪，以及其他任何适用于特定飞行的东西-例如，如果要进行一次夜间飞行，要带一个手电筒；如果飞行要越过沙漠地区，要带水的补给和其他必要物品。

天气检查

继续飞行计划的其他方面之前检查一下天气将是明智的，首先，如果飞行是切实可行的，检查航路是否是最好的。第 11 章对天气的讨论中提到了获得天气简报。

机场 / 设施目录的使用

研究预计要降落的每一个机场的可用信息。这应该包括对航行通告(NOTAM)和机场/设施目录(A/FD)的研究。如图 14-22

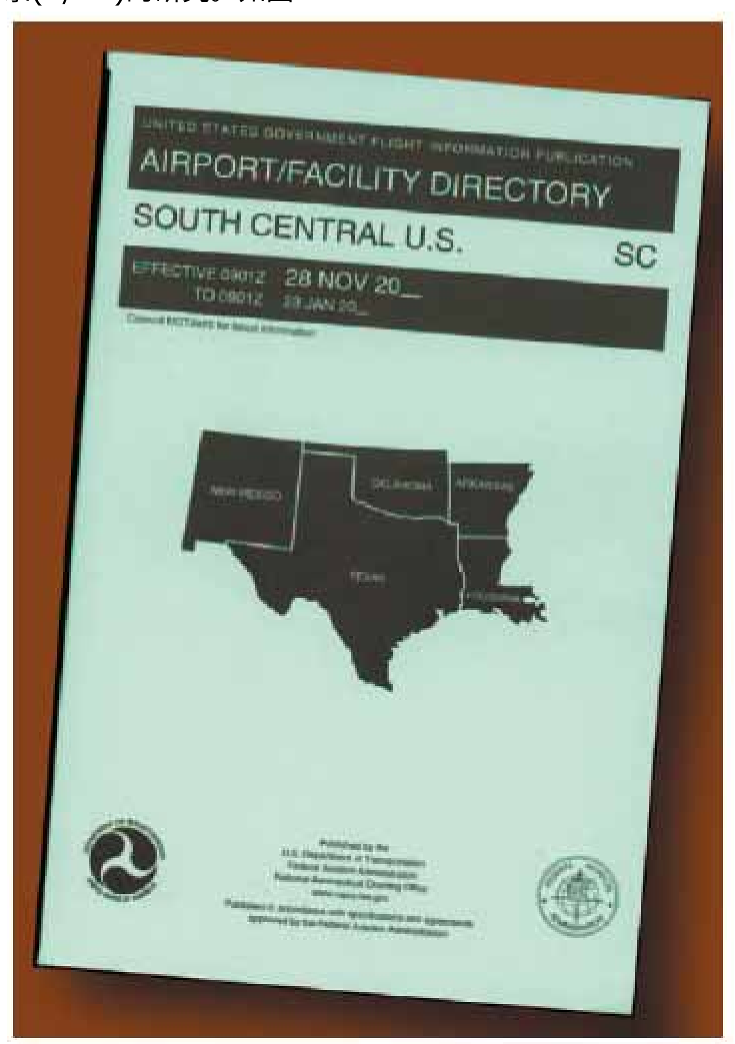


Figure 14-22. Airport Facility Directory.

这包括地理位置，海拔高度，跑道和灯光设施，可用的服务，航空咨询台频率可用性(UNICOM)，可用燃油的类型(用于决定加油站),位于机场的 AFSS/FSS，控制塔台和地面控制频率,交通信息,备注以及其他相关信息。对于每 28 天发布一次的航行通告(NOTAM)，应该检查有关危险状况的额外信息或从机场/设施目录(A/FD)发行以来已经发生的变化。

应该检查扇区航图公告部分自每个扇区航图上次发行日期以来已经发生的主要变化。记住，航图可能已经有 6 个月之久了。航图的生效日期位于航图前面的上部。【参考美国扇区航图格式，在航图左边的图例下方有生效日期。】

机场设施目录一般会有这些事件的最新消息，在和航图背面的信息有差异时，应该优先使用这些最新消息。

飞机飞行手册或飞行员操作手册

应该检查飞机飞行手册或者飞行员操作手册中来确定飞机的正确载荷(重量和平衡)。必须知道飞机上的可用燃油和可排泄润滑油重量。同样，检查乘客重量，所有要运载的行李重量，和飞机的空重以确保总重不超过允许的最大总重。必须知道载荷的分布以断定其重心是否位于限制范围内。务必使用 FAA 核准的飞机飞行手册中最新的重量和平衡信息或其他不变的飞机记录，按照正确的方法得到空重和空重的重心信息。

选用正确的航图，根据计算的载荷，机场的海拔高度，和温度来计算起飞和着陆距离；然后把这些距离和可用的跑道长度对比。记住，飞机载荷越重，机场的海拔，温度和湿度越高，那么起飞滑跑和着陆滑跑就会越长，爬升速度也就越低。

检查燃油消耗图来计算在估计的飞行高度和功率设定下的燃油消耗速度。计算燃油消耗速度，然后和估计的飞行时间对比，这样航路中的加油点就可以包括在飞机计划中了。

航线制图

一旦检查完了天气和完成一些初步的飞行计划，就到航线制图的时候了，计算完成飞行所需要的数据。下面部分将提供一个航线制图中应该遵守的逻辑顺序，填写一份飞行记录，和备案一个飞行计划。在下面的例子中，计划的一次短途飞行基于下列数据和图 14-23 引用的扇区航图。

飞行航路：奇克谢【Chickasha，美国俄克拉何马州中部城市，位于俄克拉何马城西南。是贸易及加工业中心。】机场直接飞到格斯理(Guthrie)机场。

真空速(TAS)：115 节
高空风：风向 360 度，风速 10 节
可用燃油：38 加仑
燃油消耗速度：8 加仑每小时
偏差：2 度

航线制图的步骤

下面是获得本次旅行有关信息的建议顺序。当信息确定后，会被注释在图 14-24 所示的飞行记录示例中。需要计算时，飞行员可以使用数学公式或手册或电气飞行计算机。如果没有足够熟悉如何使用手册或电子计算器，现在阅读一下操作手册和解决几个实际的问题会很有帮助。

首先，画一条从奇克谢机场(A 点)到格里斯机场(F 点)的直线。航迹线应该冲出发地机场的

中央开始到目的地机场的中央结束。如果航路是径直的，那么航迹线应该由一条直线组成。如果航路不是径直的，那么航迹线将由两个或多个直线段组成- 例如，一个 VOR 台不在航路上，但是它能让导航更容易，可能选择了它(无线电导航在本章的后面讨论)。

应该选好沿航路的适当检查点并以某种方式注明。这些应该是容易定位的点，比如大的城镇，大的湖泊和河流，或者是可识别点的组合，例如有飞机场的城镇，有高速公路网的城镇，以及铁路的进入和离开。通常地，只选择航图上用黄色弹着点(splashe)表示的城镇。不要选择用一个小圆圈表示的城镇- 这些可能被发现是只有几十间房子的小镇。(然而，在一些偏远的地区，用小圆圈表示的城镇可以是很好的检查点。)对于这次旅行，选择了四个检查点。检查点 1 包括航线东边的一座塔，可以根据高速公路和铁路线来进一步识别，它们在这点基本上和航线平行。检查点 2 是就在航线西边的障碍物，可以根据 Will Rogers 机场来进一步识别，这个机场就在正东方向。检查点 3 是 Wiley Post 机场，飞机将会直接飞过这个机场。检查点 4 是航线西边的一个私人的未刨平的机场【一般是指草地机场，跑道面未经铺设】，可以根据航线东边的铁路线和高速公路进一步识别。

应该检查航线和计划航路每边的区域，来确定是否有飞行员应该关心的任何类型空域或者其有特殊运行要求。对于这次旅行，应该注意到航线将会穿过 Will Rogers 机场周围 C 类空域的一段，在那里空域的下限(floor)高度是 2500 英尺平均海平面高度，上限(ceiling)是 5300 英尺平均海平面高度(B 点)。同样，在控制塔台运行时间内，Wiley Post 机场(C 点)周围的 D 类空域从地面到 3800 英尺海平面高度。

研究沿航路的地形和障碍物。确定最高和最低海拔高度以及会遇到的最高障碍物是必须的，这样就可以选择遵守第 91 篇法规【指 14 CFR 91 部】的一个合适高度。如果要飞在地形之上超过 3000 英尺的高度，要求和适合于飞行方向的巡航高度一致。【不同的飞行方向要求的巡航高度层要求不同，要按方向报纸这个高度。】检查航路上特别崎岖的地形，这样就可以避开它。应该仔细检查进行起飞和着陆地区的高的障碍物。电视发射塔可能高出周围的地形高达 1500 英尺。飞行员要知道它们的存在和位置，这点是必须的。对于本次旅行，可以注意到最高的障碍物是部分高达 2749 英尺平均海平面高度的一组天线(D 点)。最高的海拔高度应该位于东北方向【quadrant，意为四分之一圆，象限，这里意译为方向。】，高度为 2900 英尺平均海平面高度(E 点)。

由于风不再是一个因素，在 C 类和 D 类空域之上飞行是预期的，而且飞机的能力能够实现，就选择了 5500 英尺平均海平面高度。这个高度也给出了所有障碍物的足够净空，而且符合第 91 部的要求：即当磁航线方向为 0 度到 179 度之间时，要飞行在奇数千英尺加 500 英尺的高度上。【从这个例子的扇区航图可以看出磁航线方向明显是从西南方向的奇克谢到东北方向的格里斯，明显位于 0 度到 179 度之间。】

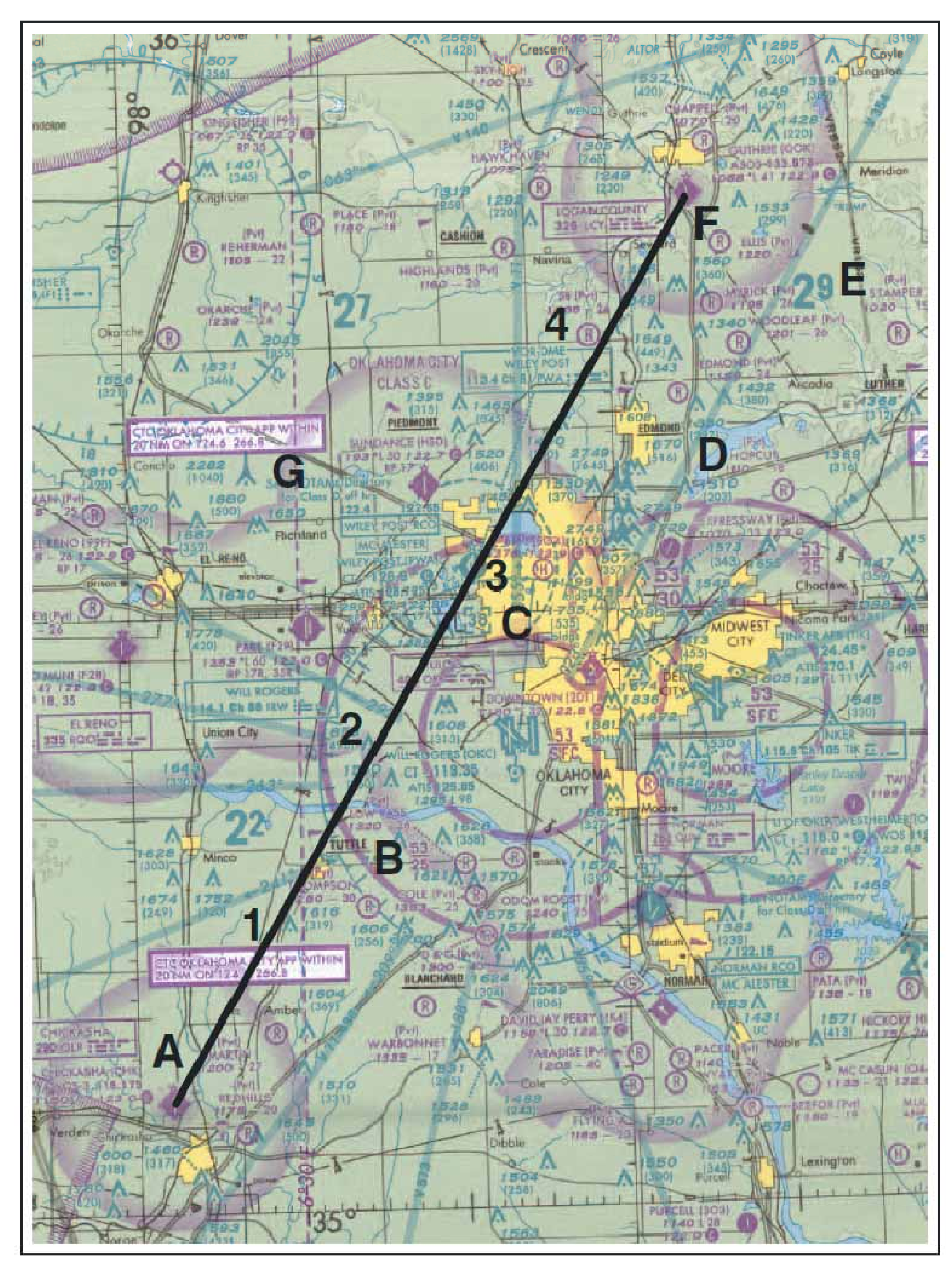


Figure 14-23. Sectional chart excerpt.

下一步，飞行员应该测量航线的总距离和检查点之间的距离。总距离为 53 海里，检查点之间的距离注释在图 14-24 的飞行记录上。

计算完距离之后，应该测量真航迹方向(true course)。如果使用绘图仪，就沿着绘图仪上的方向。真航迹方向为 31 度。一旦确定了真航向，飞行员就可以计算罗盘航向。这是按照本章前面的讨论给出的公式来完成的。公式是：

TC ± WCA = TH ± VAR = MH ± DEV = CH

风修正角可以根据手册或电子飞行计算器来计算。使用 360 度 10 节的风，计算得出风修正角为 3 度偏左。从真航迹方向 TC 减去得到真航向 TH 为 28 度。下一步，飞行员应该找出离飞行航路最近的等磁偏线来计算偏差。图 14-23 中的 G 点显示偏差为向东 6 度 30 分(四舍五入为向东 7 度)，这就意味着要从真航向减去偏差，得到磁航向为 21 度。下一步，进行偏差修正增加 2 度到磁航向 MH。这样飞行员就得到罗盘航向为 23 度。

再下一步，应该就可以计算地面速度。这可以通过使用手册或者电子计算器完成。经计算地面速度为 106 节。根据这个信息，总飞行时间和检查点之间的时间以及燃烧的燃油就可以计算出来。这些计算可以通过算术计算或者使用手册或电子计算器。

对于本次旅行，地面速度为 106 节，总飞行时间为 35 分钟(30 分钟加 5 分钟爬升)，燃油燃烧为 4.7 加仑。检查点之间的时间请参考图 14-24 中的飞行记录。

随着旅途的前进，飞行员可以注意航向和时间，并对航向，地面速度和时间做出调整。

PILOT'S PLANNING SHEET

PLANE IDENTIFICATION N123DB DATE

COURSE	TC	WIND		WCA	TH	VAR	MH	DEV	CH	TOTAL MILES	GS	TOTAL TIME	FUEL RATE	TOTAL FUEL
		KNOTS	FROM	R+ L-		W+ E-								
From:Chickasha To: Guthrie	031˚	10	360˚	3˚ L	28	7˚ E	21˚	+2˚	23	53	106kts	35 min	8 GPH	38 gal
From: To:														

VISUAL FLIGHT LOG

TIME OF DEPARTURE	NAVIGATION AIDS	COURSE	DISTANCE	ELAPSED TIME	GS	CH	REMARKS
POINT OF DEPARTURE Chickasha Airport	NAVAID IDENT. FREQ.	TO / FROM	POINT TO POINT / CUMULATIVE	ESTIMATED / ACTUAL	ESTIMATED / ACTUAL	ESTIMATED / ACTUAL	WEATHER AIRSPACE ETC.
CHECKPOINTS #1			11 NM	6 MIN +5	106 kts	023˚	
#2			10NM / 21 NM	6 MIN	106 kts	023˚	
#3			10.5 NM / 31.5 NM	6 MIN	106 kts	023˚	
#4			13 NM / 44.5 NM	7 MIN	106 kts	023˚	
DESTINATION Guthrie Airport			8.5 NM / 53 NM	5 MIN			

Figure 14-24. Pilot's planning sheet and visual flight log.

备案 VFR 飞行计划

备案飞行几乎并不是法规要求的；但是，这是一个很好的工作实践，因为包含在飞行计划中的信息可以用于突发情况时的搜索和营救。

飞行几乎可以在空中通过无线电备案，但是备案一个飞行计划的最好方法是通过飞行服务站的人或者就在出发前通过电话备案。起飞后，用无线电联联系飞行服务站把起飞时间告诉他们，这样飞行计划就被激活了。

当 VFR 飞行计划备案后，在申请的出发时间之前 1 小时一直被飞行服务站的人员监控，然后被取消，除非 :收到了实际的出发时间 ;或者收到了修改的申请出发时间 ;或者在备案时，飞行服务站被告知将按申请出发时间出发，但是由于缺乏通信而导致实际出发时间不能告知飞行服务站。但是，接受这个飞行计划的飞行服务站专职人员不会通知走这个程序的飞行员。

图 14-25 显示了飞行员备案给飞行服务站的飞行计划表格。当使用电话或者无线电备案一个飞行计划时，要按照空格中的编号顺序来给出信息。这能够让飞行服务站的专职人员更有效的接收信息。大多数空格要么是自解释(self-explanatory)的要么就是不适用于 VFR 飞行计划的(例如第 13 项)。但是，其中一些空格项可能需要解释。

第三项要求填写飞机类型和特殊装备。一个例子如 C-150/X，其含义是飞机没有应答机。特殊装备的代码清单列在*航空信息手册*(AIM)中。

第六项要求填写申请的出发时间 UTC，用 Z 表示。

第七项要求填写巡航高度。一般地，可以在这里填上"VFR"，因为飞行员将会选择一个符合 FAA 法规的巡航高度。

第八项要求填写飞行航路。如果飞行是径直的，则输入词"direct"【表示径直航路】; 如果不是的，就输入所沿着的实际航路，例如途径特定的城镇或者导航设施。

第十项要求填写估计的飞行时间。在样例飞行计划中，在总飞行时间上增加了用于爬升的 5 分钟时间。

第十二项要求填写飞机上的燃油可燃烧几小时多少分钟。这是用飞机上的总燃油加仑数量除以估计的燃油消耗速度加仑数计算的。记住，备案一个飞行计划有很多好处 ; 但是，到达目的地之后不要忘记关闭飞行计划。如果可能的话，打电话告诉最近的飞行服务站来完成这个事情，可以避免无线电通信拥挤。

无线电导航

安装在飞机里的导航无线电接收机的进步，显示了地面发射台准确位置和它们频率的航图的发展，连同驾驶舱中精确的仪表使飞行员能够精确导航到几乎任何想去的地方成为可能。尽管导航的精确度是通过正确的使用这些设备而得到的，初级的飞行员应该使用这些设备作为目视参考地面导航(即地标领航)的补充。这个方法为飞行员提供了一个有效的防止在无线电故障时迷失方向的措施。

有四个无线电导航系统可以用于 VFR 导航。它们是：

- 甚高频全向信标(VOR)
- 无方向无线电信标(NDB)
- 长程导航(LORAN-C)
- 全球定位系统(GPS)

甚高频(VHF)全向信标 （ VOR)

VOR 系统表现为三种稍微不同的导航设施(NAVAIDs)：VOR，VOR/DME，和 VORTAC。根据其本身它称为 VOR，它提供向台或者背台的磁方位信息。当 VOR 也安装了 DME 时，导航设施上就称为 VOR/DME。当 VOR 安装了军用战术空中导航(TACAN)装备时，导航设施就称为 VORTAC。DME 总是 VORTAC 组成结构中的一部分。无论使用的是哪种类型的导航设施(VOR，VOR/DME，或 VORTAC)，VOR 指示器的运行都是一样的。除非有其他说明，在本节，后面的 VOR，VOR/DME，和 VORTAC 导航设施都称为 VOR。

单词"omni"意思是全部的，而一个全向范围是可以从地面台向所有方向发射直线(放射式直线)的甚高频(VHF)无线电发射地面台。从上面观察，可以形象化的类似于轮毂周围的轮辐。VOR 射线的投射距离取决于发射机的输出功率。

从地面台发射的射线是以磁北向为参考的。因此，射线就定义为从 VOR 台向外延伸的磁方位线。射线是用从 001 开始的数字识别的，它表示磁北向偏东 1 度，沿圆周按顺序增加所有度数直到 360 度。为了帮助定向，以磁北向为基准的方位圈被叠加在航图上地面台的位置。

VOR 地面台是在 VHF 频段 108.0-117.95MHz 内发射的。因为设备是 VHF 的，所以传输的信号受视距(line-of-sight)传输限制的约束。从而，它的射程【即接收距离】直接随接收设备的高度而相应变化。一般地，在地面之上(AGL)1000 英尺高度信号的接收范围大约为 40-45 英里。这个距离随着高度而增加。如图 14-26

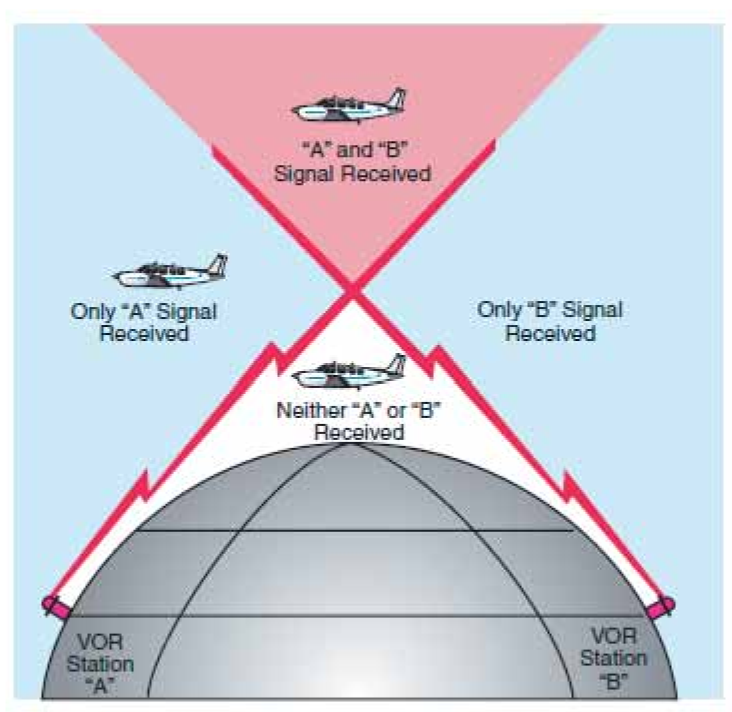


Figure 14-26. VHF transmissions follow a line-of-sight course.

VOR 和 VORTAC 是按照其运行的用途来分类的。有三类：
T(终端的)
L(低空的)

H(高空的)

不同分类的正常使用范围如下表所示：

VOR / VORTAC 导航设施

正常适用高度和射线距离

分类	高度	距离(英里)
T	12000 英尺及以下	25
L	18000 英尺以下	40
H	14500 英尺以下	40
H	仅在本土 48 州内，14500 英尺-17999 英尺之间	100
H	18000 英尺-FL450	130
H	FL450-60000 英尺	100

特定设施的可用范围可能小于 50 英里。有关这些限制的更深入信息可以参考*机场/设施目录*(A/FD)中的通信/导航设施(Comm/NAVAID)注释部分。

VOR 射线的航线对齐精确度被认为是优秀的。一般在加减 1 度以内。但是，VOR 接收机设备的特定部分恶化时，这就影响它的精度。【电子设备运行有老化等，会影响精度】在距离 VOR 台距离很远时这就特别明显。维护一个精确的 VOR 接收机的最保险方法就是定期检查和校准。VOR 精度检查不是 VFR 飞行的一个规章要求。但是，为了确保设备的精度，要相当频繁的完成这些检查，同时还要每年进行一次全面的校准。飞行员可以使用下面提供的方法来检查 VOR 的精度：

- FAA 的 VOR 测试工具(VOT)
- 被认证的空中检查点
- 被认证的机场场面的地面检查点

如果在飞机上安装了一对 VOR 设备，且被调谐到同一 VOR 地面设施，那么两个指示方位角之间的最大允许偏差为 4 度。

这些检查点的清单出版在*机场/设施目录*中。

基本上，这些检查包括验证飞机上设备接收的 VOR 射线和 VOR 台发射的射线是对齐的。对于 VFR 飞行，VOR 检查中没有具体的容许偏差(tolerance)要求。但是作为确保可接受的精度的指导，可以使用要求的 IFR 容许偏差，其在地面检查为加减 4 度，空中检查为加减 6 度。这些检查可由飞行员完成。

VOR 发射台可以果断地根据其摩尔斯(Morse)代码符号来识别，或者根据单词 VOR 之后的一个声明台名字的录音来鉴别。很多飞行服务站在 VOR 工作的相同频率上发送声音信息。不应该依赖发送的声音来识别 VOR 台，因为很多飞行服务站发送的很遥远，越过了好几个全向无线电信标，它们有不同于正在发送的飞行服务站的名字。如果 VOR 由于维修而暂停使用，那么编码的符号将会被取消且不发送。这就向飞行员提醒这个台不应用于导航。VOR 接收机被设计成在信号强度不足以对导航设备起作用时就会指示一个警告标记。这会发生在飞机离 VOR 台太远或者飞机太低时，因而飞机就处于传送信号的视距之外了。

使用 VOR

回顾一下，VOR 无线电导航需要有两个组成部分：地面发射台和飞机上的接收装置。地面发射台位于地面上一个特定的位置，它在指定的频率上发射无线电波。机载装置包括一个带调谐设备的接收机和一个 VOR 或者全向导航仪(omninavigation instrument)。这个导航仪包括(1)一个全向方位选择器(OBS，OmniBearing Selector)，有时称为航向选择器(course selector)，以及(2)一个航向偏差指示器指针(left-right needle)和(3)向背(TO-FROM)指示器。

航向选择器是一个可以旋转的方位角刻度盘，用来选择想得到的射线(radial)或用于确定飞机所飞越的射线。另外，可以确定磁航向"向"或"背"台。

当旋转航向选择器时，它会移动航向偏差指示器(CDI)或者指针来指示相对于飞机的射线位置。如果航向选择器旋转到偏差指针居中，射线(磁航向"背"台)或其反向的射线(磁航向"向"台)就被确定了。如果飞机飞离或者飘离航向选择器设定的射线时，航向偏差指针也会向左或向右移动。

通过使指针居中，航向选择器将会指示"背"台航向或者"向"台航向。如果标记显示为"TO"，显示在航向选择器上的航向肯定是飞向台的。如图 14-27。如果显示的是"FROM"且沿显示的航向飞行，飞机必定是飞离 VOR 台的。



Figure 14-27. VOR indicator.

跟踪 VOR

下面描述了 “向”和“背”跟踪一个 VOR 台时按部就班的步骤。图 14-28 图示了这个讨论：

首先，把 VOR 接收机调谐到选定的 VOR 台的频率。例如：用 115.0 来接收 Bravo VOR 台。接着，检查标识符来验证接收到了想要的 VOR。一旦 VOR 台被正确的调谐到，航向偏差指针就会向左或向右偏；然后把方位刻度盘旋转到航向选择器直到航向偏差指针居中，且“TO-FROM”显示为“TO”。如果指针居中时显示“FROM”，那么方位角应该旋转 180 度，因为，这时是想“向”台飞行。现在，飞机转弯到 VOR 方位刻度盘或航线选择器上指示的航向。在例子中是 350 度。

如图，如果风从右边吹来且保持航向 350，飞机将会漂移到预期飞行轨迹的左边。在飞机飘离航向时，VOR 航向偏差指针就会逐渐地移动到中央的右边，或者指示预期方向或轨迹的方向。

为了返回到预期的方向上，飞机的航向必须向右改变。当飞机返回到预期的轨迹上时，偏差指针会慢慢回到中央。居中后，飞机就在预期的方向上了，且必须进行左转弯，而不是原来的航向 350，因为必须进行风漂移修正。修正的度数取决于风的强度。如果风速是未知的，可以用一个实验的或者试错的方法来发现正确的航向。对于这个例子，假设保持 10 度修正或航向 360。

在保持航向 360 时，假设航线偏差开始向左移动。这就意味着 10 度风修正太大了，飞机飞到了航向的右边。应该让飞机稍微向左转弯让飞机回到预期的方向上。

当偏差指针居中时，小的风漂移 5 度修正或以修正航向 355 度飞行。如果这个修正足够了，那么飞机将会保持在方向上。如果不是的话，那么航向应该有小的变化以保持指针居中，进而就保持飞机在方向上了。

在飞过 VOR 台后，航向偏差指针会波动，然后稳定下来，“TO”(向)台指示会变为“FROM”(背)台指示。如果飞机飞越到台的另一边，在指示变为“FROM”的时候指针将会朝台的方向偏转。

通常地，当背台跟踪时也是使用和向台跟踪相同的方法。如果目的是飞过台且背台跟踪在向台的反向上，那么就不应该改变航向选择器了。用相同的方法进行修正以保持指针居中。唯一的不同是向背台指示将显示“FROM”(背台)。

如果背台跟踪的方向是不同于向台跟踪的反方向，这个新的航向或者方向必须被设定在航向选择器上，要进行转弯来截获这个航向。达到这个航向后，跟踪步骤和前面讨论的相同。

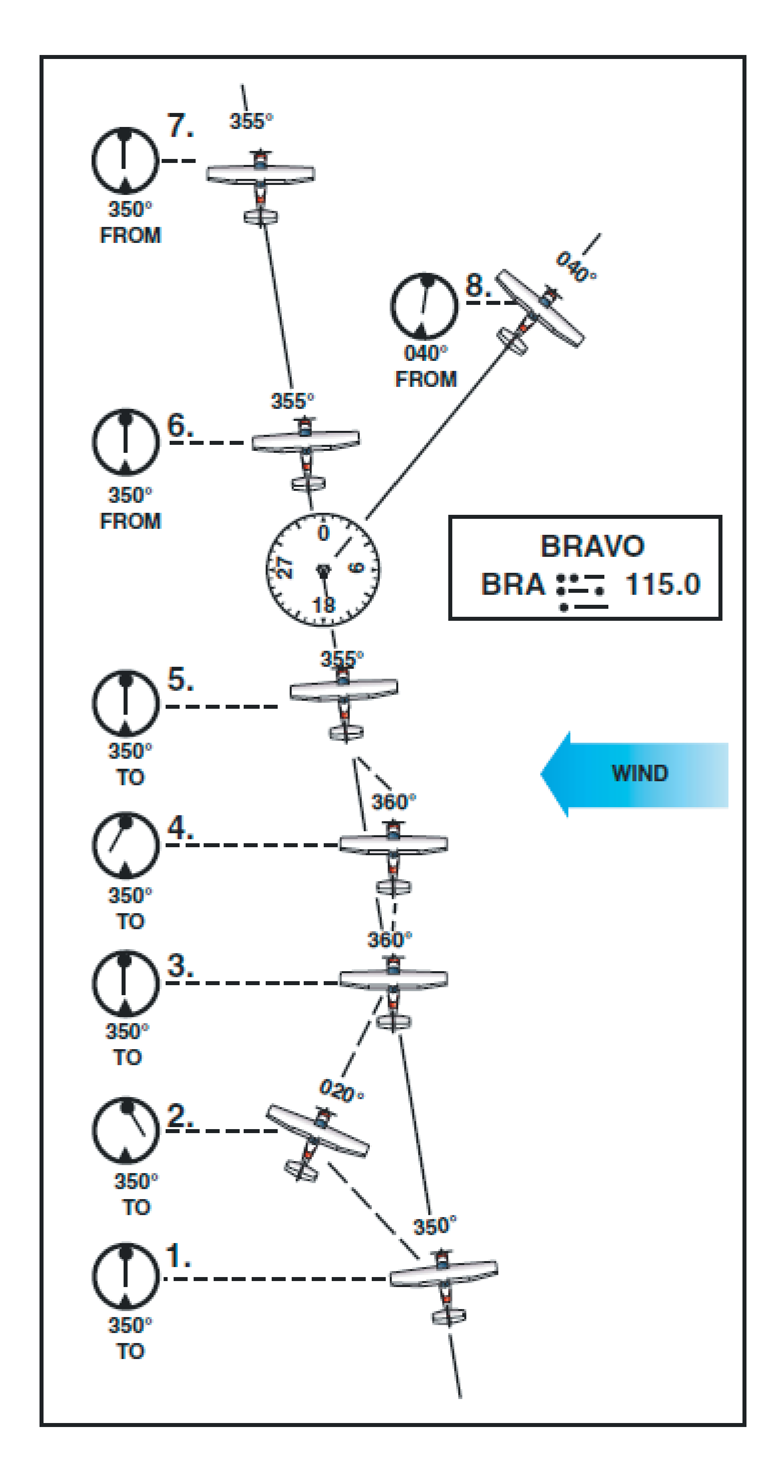


Figure 14-28. Tracking a radial in a crosswind.

使用 VOR 的提示

- 根据其代码或者声音标志来肯定地识别 VOR 台
- 紧记 VOR 信号是"视距"传送的。如果飞机飞得太低或者离台太远，那么会收到弱的信号或者根本收不到信号。
- 当航向一个 VOR 台时，计算向台方向，且使用这个方向。如果飞机漂移，不要重置航向选择器，而是要修正漂移，飞行在一个可以补偿风漂移的航向(heading)上。

- 如果出现了微小的指针波动，避免立即改变航向。等一会看看是否指针会回到中心位置；如果没有，那就纠正它。
- 在飞"向"(TO)一个 VOR 台时，总是飞在选择的航向上，且显示为"TO"。当背台飞行时，总是飞在选择的航向上，且显示为"FROM"。如果不是这样做的，航向偏差指针的动作就被反转了。为了更进一步解释这个反转动作，如果飞机飞向一个 VOR 台且指示为"FROM"或者飞离一个 VOR 台且指示为"TO"，航向偏差指针将会指示在它应该的方向的反方向上。例如，如果飞机向所飞行方向的右侧漂移，指针将会向移动到右侧或指离(point away)那个方向线。如果飞机向所飞行方向的左侧漂移，指针将会向左移动或在方向线的反方向。

距离测量装置(DME)

距离测量装置(DME)是一个和 VOR/DME 及 VORTAC 一起的超高频(UHF)导航设施。它以海里为单位测量飞机距离 VOR/DME 或 VORTAC(在后面这两个都称为 VORTAC)的倾斜距离。尽管 DME 设备很流行，但是不是所有的飞机都配备了 DME 设备。

要使用 DME，飞行员应该如前面描述的那样选择，调谐和确定一个 VORTAC。DME 接收机使用一个称为"配对频率"的概念自动地选择和调谐与飞行员选择的 VHF VORTAC 频率相关联的 UHF DME 频率。这个过程对飞行员而言是完全透明的。在一个短暂的停顿后，DME 显示屏将显示到或距 VORTAC 的倾斜距离。倾斜距离是飞机和 VORTAC 之间的直线距离，所以也受飞机的高度影响。(从 6076 英尺地面高度在一个 VORTAC 上直接过台，那么 DME 显示屏将显示约 1 海里。)DME 是对 VOR 导航的非常有用的辅助。单独的 VOR 方向只给出了方向线的位置信息。有了 DME，飞行员就可以精确的定位飞机在那条线上的位置。【有了测距仪之后，就可以知道飞机距离 VOR 台的准确距离。】

大多数 DME 接收机也提供地面速度和到台时间的运行模式。地面速度显示为节(海里每小时)。到台时间模式显示了根据当前地面速度预测的通过 VORTAC 的剩余时间。地面速度和到台时间信息只在径直的向背 VORTAC 台跟踪时才是准确的。在 DME 接收机显示准确的地面速度和到台时间信息之前，一般需要一两分钟径直的向背 VORTAC 台稳定飞行的时间。

一些 DME 装置有一个保持功能，它允许在航向指示器显示来自一个 ILS 或者另一个 VORTAC 的航向偏差信息时保持一个 VORTAC 的信号。

VOR/DME RNAV

区域导航(RNAV)允许在飞行员确立的点之间的任何直接航路上进行电子的航向引导。尽管 RNAV 是一个适用于很多导航设施的一般术语，如 LORAN-C，GPS 或其他的，本节将涉及基于 VOR/DME 的 RNAV。VOR/DME RNAV 不是一套单独的地基(gournd-based)导航设施，而是一个使用 VOR/DME 和 VORTAC 信号的导航方法，这些信号经过了飞机的 RNAV 计算机特别处理。

按其最简单的形式，VOR/DME RNAV 允许飞行员电子地 VORTAC 到更为方便的位置上。一旦电子地重新布置后，它们就被称为航路点(waypoint)。这些航路点被描述为所用的

VORTAC 服务范围内选定的方向和距离的组合。【以 VOR 为中心，用距离和方位就可以确定其服务范围内的任意一个唯一的点的位置，这个点就可以定义为航路点。】这些航路点允许几乎任何出发点和目的地之间以径直航线飞行，而不用考虑 VORTAC 的方位或航路的存在。

尽管 VOR/DME RNAV 单元的实际能力和运行方法不同，但是基本的运行原理都是一样的。强烈建议飞行员在使用 VORDME RNAV 或任何不熟悉的导航系统之前研究制造商的操作指南和接收指令。也应该从标牌或者飞机飞行手册/飞行员操作手册(AFM/POH)的附录部分查找运行信息和限制。

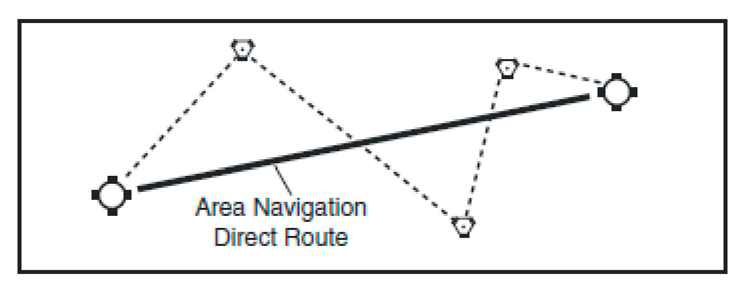


FIGURE 14-29. Flying an RNAV course.

基于 VOR/DME 的 RNAV 单元至少以三种模式运行：VOR，航路(En Route)，和进近。也可能在某些型号上发现第四种模式：VOR 平行(parallel)。区域导航单元需要 VOR 和 DME 信号才能运行在任一 RNAV 模式。如果选择的导航设施是一个没有 DME 的 VOR，那么 RNAV 模式是不起作用的。

在 VOR（或非 RNAV）模式中，RNAV 单元的功能只是一个有 DME 能力的 VOR 接收机。如图 14-30。VOR 指示器上单元的显示在各方面都是按惯例的。对于在确立的航路或任何其他常规 VOR 导航上的运行，就使用了 VOR 模式。



FIGURE 14-30. RNAV controls.

要使用单元的 RNAV 功能，飞行员要选择一个航路点或者一系列航路点以确定一条航线。要运行在任一 RNAV 模式，这个单元需要方向和距离信号；因而，需要选择一个 VORTAC 作为导航设施。为确立一个航路点，位于一个 VORTAC 服务范围内的某个点根据方向和距离而被定义。一旦航路点被输入到单元，就选择了 RNAV 的航路(En Route)模式，航向偏差指示器就会显示到航路点的航向指引，而不是原有的 VORTAC。【在航路模式中，航向偏差指示器指示到航路的方向指示，不是航路所属的范围的 VORTAC。】DME 也会显示到航路点的距离。很多单元都有存储几个航路点的能力，允许在飞行前对它们进行计划，如果想要的话，就可以在飞行中调出。

RNAV 航路点以精确到十分之一的磁方位度数(例如 275.5 度)和距离海里数(例如 25.2 海里)输入到单元中。在航图上绘制 RNAV 航路点的时候，飞行员会发现测量到那种水平的精确度是很困难的，而在实践应用中，大多数时候是不不要的。很多飞行规划出版物以这样的精度发布机场坐标和航路点，RNAV 单元可以接受这些数字。在 CDI 运行和在 RNAV 模式中的显示有一个难于理解的但是很重要的差别。

在 RNAV 模式中，航向偏差是根据直线的偏差来显示的。在 RNAV 航路模式中，CDI 的最大偏转典型地表示选择的航线每边 5 海里，不考虑距离航路点的距离。在 RNAV 进近模式中，CDI 的最大偏转典型的表示选择的航线每边 1.25 海里。在飞机以 RNAV 模式接近一个航路点时，CDI 的灵敏度并没有增加。

RNAV 进近模式用于仪表进近。它的精密的刻度宽度(四分之一航路模式)可以非常精确的向背跟踪一个选择的航路点。在目视飞行规则越野导航中，以进近模式跟踪一个航向是不值得的，因为它需要很多注意力，很快就变得让人厌烦。

第四种在一些单元上很少使用的模式是 VOR 平行模式。在飞机向背 VORTAC 时，这允许 CDI 显示直线(不是角度的)偏差。它是由于飞行员在所选的一个固定距离处(如果想要的话)偏移一个选择的航向或航线而得名的。VOR 平行模式和直接把一个航路点放在 VORTAC 上有相同的效果。一些飞行员为了附近的 VORTAC 之后的航线更加平滑，在利用他们的自动驾驶导航跟踪功能时选择 VOR 平行模式。

在使用基于 VOR/DME 的 RNAV 导航一架飞机时，混淆是可能的，飞行员熟悉安装的装置是必须的。已经知道有的飞行员由于漏看开关位置或信号器而导致非预期的操作，从而没注意以一种 RNAV 模式运行。相反的也反生过，由于飞行员漏看开关位置或信号器而疏忽把单元设定在一种运行模式。自始至终，谨慎的飞行员不仅熟悉所用的设备，而且在可以使用其他方法交叉检查时不能就完全相信一种导航方法。

自动定向仪(ADF)

很多通用航空类飞机装配了自动定向仪(ADF)无线电接收装置。为使用ADF导航，飞行员要把接收装置调谐到称为无方向无线电信标(NDB，NONDIRECTIONAL RADIOBEACON)的一个地面台。NDB 台通常运行在 200 到 415KHz 这个低中频段。这个频率容易从航图上得到或这在机场/设施目录上。

除了罗盘定位器(compass locator)外，所有无线电导航台在非话音传输期间都以编码方式发送一个连续的三字母代码。罗盘定位器发送一个两字母代码，它和仪表着陆系统(ILS)有关。

标准的广播电台也可以和 ADF 联合使用。所有无线电台的明确的代码是极其重要的，在标准的广播电台用于导航时这就尤其正确。

无方向无线电导航台相比 VOR 有一个优点。这个优点是低中频不受视距传输影响。信号沿着地球的弯曲传播；因此，如果飞机位于导航台的服务范围内，无论高度是多少都可以收到信号。

下表给出了 NDB 台的分类，它们的功率，以及可用距离：

无方向无线电导航台(NDB)

(所有高度的可用半径距离)

类别	功率(瓦特)	距离(英里)
罗盘定位器	小于 25	15
MH	小于 50	25
H	50-1999	*50
HH	2000 或以上	75

*个别设施的服务范围可能小于 50 英里。

当使用低频导航时，应该考虑到一个缺点，即低频信号非常容易受到电干扰的影响，例如闪电。这些干扰引起过多的静电，指针偏差，和信号衰弱。还可能有来自远台的干涉。飞行员应该知道这些干扰可以发生的条件，这样他们在使用 ADF 时就可以更加留心可能的干涉。

基本上，机载 ADF 装置由一个调谐器和导航指示组成，调谐器是用于需要的台的频率。

导航指示由一个印刷了方位角的刻度盘和一个绕刻度盘旋转且指向接收机所调谐台的指针组成。

一些 ADF 的刻度盘可以旋转，这样就可以把方位角和飞机的航向对齐；其他的是固定的，以 0 度表示机头，180 度表示机尾。本手册只讨论固定式方位角刻度盘。如图 14-31。

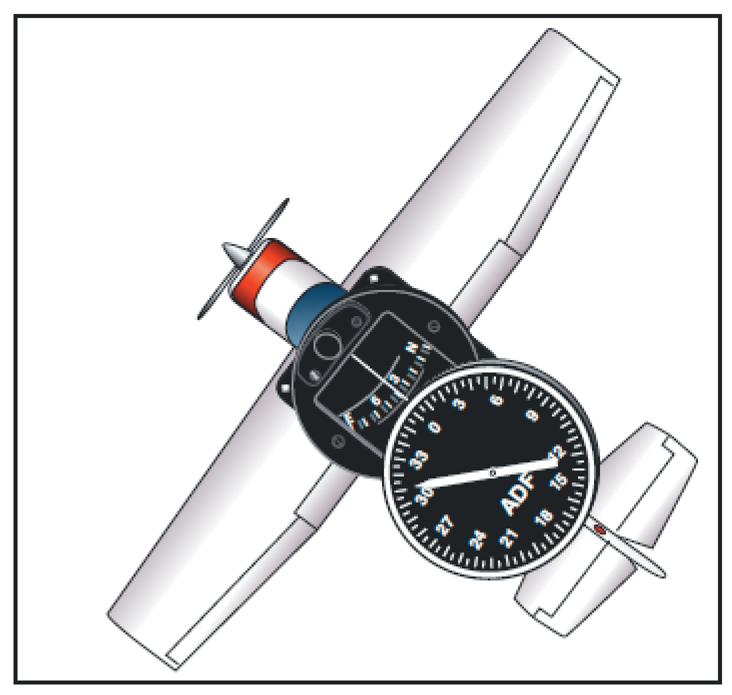


Figure 14-31. ADF with fixed azimuth and magnetic compass.

图 14-32 图解了 ADF 用到的且飞行员需要理解的下列术语：

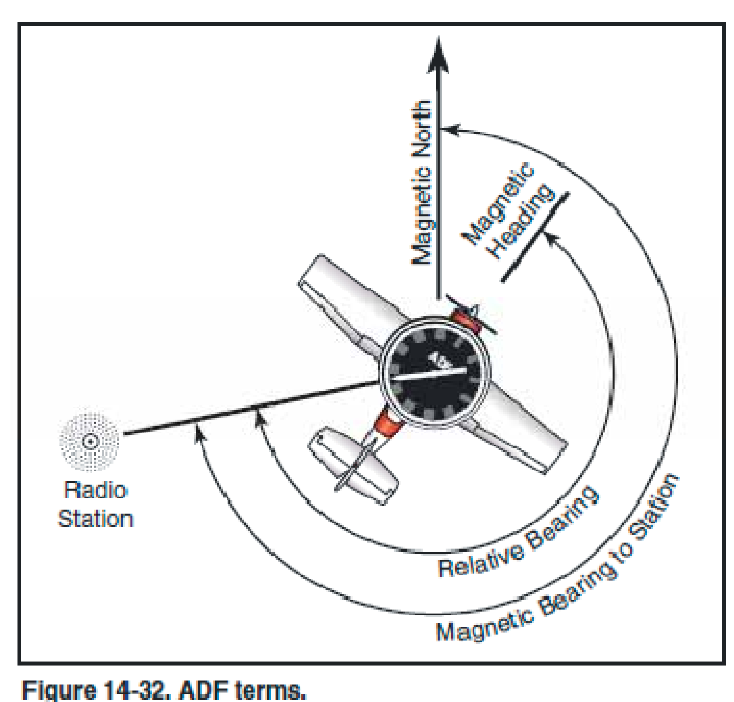


Figure 14-32. ADF terms.

相对方位角 – 指针在刻度盘上指向的角度值。当使用固定式刻度盘时，这个数字是相对于飞机头的，它是从飞机头开始顺时针测量到从飞机到台所画直线的角度。

磁方位角 – **"向"**台磁方位角是由从飞机到台所画直线和从飞机到磁北向所画直线的顺时针夹角。向台磁方位角可以通过把相对方位角和飞机的磁航向相加而计算得到。例如，如果相对方位角是 60 度，磁航向为 130 度，向台磁方位角即为 60 度加 130 度等于 190 度。这就是说在静止空气中，大约 190 度磁航向就是向台飞行。如果总和大于 360 度，从总和减去 360 度以得到向台磁方位角。例如，如果相对方位角为 270 度，磁航向为 300 度，那么从总和减去 360 度得到 570-360=210 度，这就是向台磁方位角。

要计算"背"台磁方位角，那么就从向台磁方位角加上或者减去 180 度。这是相反的方位角且用在绘制位置固定时。

紧记固定式方位角指针指向相对于飞机头的导航台。如果指针向左偏转 30 度或者相对方位角为 330 度，这意思是台位于左边 30 度。如果飞机左转弯 30 度，指针就会向右移动 30 度，指示相对方位角 0 度，或飞机指向导航台。如果飞行员继续保持指针 0 度向台飞行，这个步骤称为向台归航。如果有侧风，ADF 指针将会继续偏离 0 度。为了保持指针位于 0 度，飞机必须转弯，导致曲线的向台飞行路径。向台归航是一个普通的程序，但是当顺风漂移时，这就会延长了向台的距离。

向台跟踪要求对风漂移进行修正，结果要保持沿直线轨迹或方位向台飞行。当完成风漂移修正后，ADF 指针将会指示向左或向右的修正量。例如，向台磁方位角为 340 度，一个左侧风修正会导致磁航向 330 度，即 ADF 指针将指示向右 10 度或相对磁航向 10 度。如图 14-33

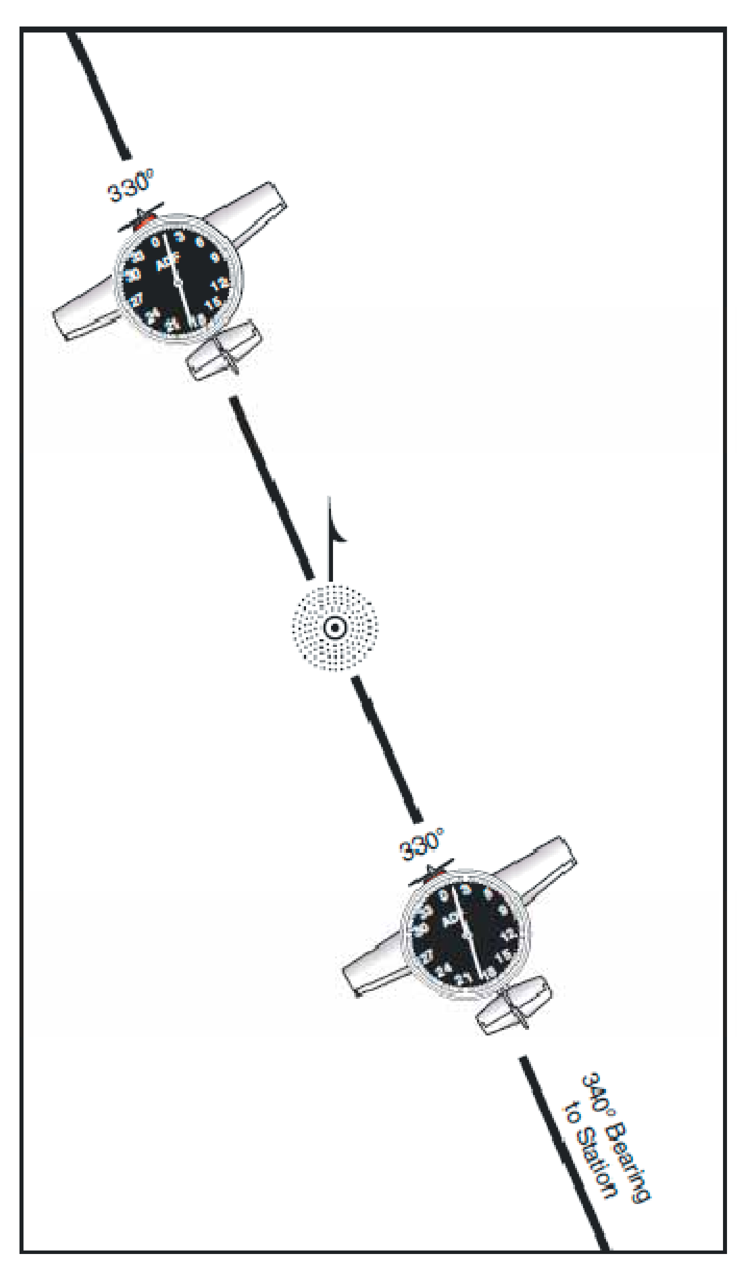


Figure 14-33. ADF tracking.

在背台跟踪时，风修正和向台跟踪时类似，但是 ADF 指针指向飞机的尾部或方位刻度盘上 180 度的位置。有风时努力保持 ADF 指针位于 180 度位置会导致飞机曲线飞行，逐渐的飞离预期的轨迹。要在背台跟踪时进行风修正，应该朝指针指向的反向进行修正。

尽管 ADF 不象 VOR 那样普遍的用于无线电导航，在适当的小心和灵活的运用下，ADF 可以称为导航的有力帮助。

罗兰-C 导航

长程导航版本 C(LORAN-C)是另一种 RNAV 形式，但它是运行在广播低频(LF)谱信号的发射机链上的。世界航图，扇区航图和 VFR 终端区域图不会显示 LORAN-C 的发射机。发射机链的选择要么是由单元【即机载导航接收机单元】自动完成的，要么是飞行员使用制造商

提供的指导信息手工完成的。LORAN-C 是一种高精确度的导航补充形式，通常安装作为VOR 和 ADF 装置的附加物。机场、导航设施、和 ATC 设施数据库是 LORAN-C 接收机的常见功能。

LORAN-C 是从原来二战期间为导航开发的 LORAN-A 派生而来的。LORAN-C 系统广泛地使用在海事应用上。随着小的、面板安装的 LORAN-C 接收机的出现，它们可以用相对低成本获得，它在飞行员间的流行经历了显著的增长。这些单元通常是非常精确而功能强大的，有很多丰富的导航功能。

由于 LORAN-C 的高度复杂和性能，就必不可少的产生了一定的操作复杂性。建议飞行员在使用 LORAN-C 导航之前阅读操作手册，参考 AFM/POH 的附录部分。很多单元提供了非常丰富的功能以至于制造商经常出版两套不通的说明书：(1)简要操作指南和(2)详细的操作手册。

虽然不是全球覆盖的，LORAN-C 的信号还是适用于所有美国本土范围以及加拿大和阿拉斯加部分地区。有几个其他国家也运行他们自己的 LORAN-C 系统。在美国，由美国海岸警卫队运行 LORAN-C 系统。LORAN-C 系统的状态可以从下列地址获得：

美国海岸警卫队(USCG) 导航中心
亚历山大，弗吉尼亚州 (703)313-5900

【亚历山大是美国弗吉尼亚州北部的独立市，隔波托马克河与华盛顿特区相望。基本上是首都的一个郊外居住区，市内有许多具有历史意义的建筑，包括建于 1752 年的加兹比旅馆。1749 年乔治·华盛顿曾帮助设计该市的街道布局。】

LORAN-C 的绝对精度是非常优秀的-定位误差通常小于 0.25 海里。可重复的精度或者回到先前到达过的航路点的能力甚至更好。虽然 LORAN-C 是 RNAV 的一种形式，但是它明显不同于基于 VOR/DME 的 RNAV。它运行在 90-110KHz 频率范围，它是基于对射频(RF)能量脉冲的到达时间差的测量，这些脉冲是由相隔几百英里的发射机链发出的。

在任一给定的发射机链中，从三到五个副台有一个主台。LORAN-C 单元必须能够接收至少一个主台和两个副台才能提供导航信息。不像基于 VOR/DME 的 RNAV，飞行员必须选择正确的 VOR/DME 或 VORTAC 频率，在 LORAN-C 中不用选择频率。最先进的单元会自动地选择最合适的链用于导航。而别的单元要依赖于飞行员手工登录选择适当的链。

LORAN-C 接收机打开后，在可以用于导航之前必须被初始化。虽然这可以在飞行中完成，但是在地面上完成这个任务更为可取，它可能需要几分钟时间。初始化的方法就跟接收机不同型号的数量一样多。一些型号在初始化过程中要求飞行员输入，例如对显示的信息进行验证或确认。

大多数单元包含导航信息的数据库。通常，这样的数据库不仅包含机场和导航设施位置，还包括大量的机场、空域和 ATC 信息。尽管数据库过期后单元也可以运行，但是在使用前应该保持信息是最新的或被确认是正确的。飞行员可以更新一些数据库，而其他的则要求从飞机删除且需要航空电子技术员的服务。

用 LORAN-C 进行 VFR 导航就像告诉导航单元飞行员想去哪里那么简单。提供的航向引导将是到目的地的一个大的圆形航路(最短距离)。比较旧的单元可能需要一个根据经纬度输入的一个目的地，但是最新的设计只需要机场或者导航设施的标识符。单元也允许数据库存储和恢复飞行员定义的航路点。LORAN-C 信号沿着地球的弯曲表面传播，通常可用距离为距离它们的发射机几百英里。

LORAN-C 信号受很多大气干扰的劣化影响。它也容易受到聚集在机身上的静电和电子化"噪音"机身设备的干涉。在降水甚至尘云中飞行会导致对 LORAN-C 信号导航指引的临时干扰。为使这个影响最小，应该安装静电放电绳和焊接的母线，并正确维护。

LORAN-C 导航信息以多种方式呈现给飞行员。所有单元其自己包含一个显示屏，而一些精致的单元实现了内置的移动地图显示。一些装置也可以驱动一个外部移动地图显示，一个常规 VOR 指示器，或一个水平位置指示器(HSI)。航向偏差信息表现为航线的直线偏差- 在飞机接近航路点或者目的地时跟踪灵敏度并没有增加。飞行员在使用 LORAN-C 的时候必须仔细观察标牌，选择器开关位置，和信号器指示，因为飞机的装置可能变化很大。飞行员根据 AFM/POH 附录和操作指南对单元运行的熟悉不能被过分强调。

在依靠 LORAN-C 导航之前，应该检查 LORAN-C 的航行通告(NOTAM)。LORAN-C 的航行通告会发出通知特定的链或发射机的暂停运行。只有在飞行员请求时才可以从飞行服务站(FSS)简报员获得 LORAN-C 航行通告。

谨慎的飞行员在可以使用其他方法作为备用和交叉检查时，永远不会只依靠一种导航方法。飞行员永远不应该变得如此过分的依赖 LORAN-C 的大量的功能而以至于忽略了其他的导航方法。【经常强调飞行员在飞行中不能在心理对一种被认为是很好的导航方法产生依赖，应该灵活运用多种导航方法互相应证，以防迷航。】

全球定位系统(GPS)

全球定位系统是基于卫星的无线电导航系统。它的 RNAV 指引是全球范围的。在航图上没有 GPS 的符号，因为它是全球覆盖的空基系统。这个系统的发展还在进行中，以至于 GPS 能够提供电子导航的主要手段。在飞机上永久安装的单元之外，轻便的和操纵杆安装的单元是非常流行的。大量的导航数据库是飞机中的 GPS 接收机的共同特征。

GPS 是一个由美国国防部(DOD)发展和运行的卫星无线电导航和时间传播系统。民用的接口和 GPS 系统状态可以从美国海岸警卫队获得。

在 VFR/IFR 导航中使用 GPS 不必要理解 GPS 运行的技术方面。它确实明显不同于常规的地基电子导航，知道这些差别是很重要的。对设备的批准和限制的知晓对飞行的安全很关键。GPS 系统由三个主要的组成部分组成：

1. 太空部分 - 由一群 26 个绕距离地球大约为 10900 海里的轨道运行的卫星组成。运行的卫星经常称为 GPS 星群。卫星是不同步的，相反是绕地球轨道大约 12 小时的周期运行。每一个卫星装配了高稳定度的原子钟，且发送一个唯一的代码和导航信息。以超高频(UHF)传播就意味着其信号尽管它们受视距限制的影响，但是实质上不受天气影响。

卫星必须位于水平面之上(被接收机天线"看"到)才可以用于导航。

2. 控制部分 - 由一个在科罗拉多州 Springs 的 Falcon 空军基地主控站，五个监控站，和三个地面天线组成。监控站和地面天线分布在地面上，允许连续的监控和与卫星的通信。每个卫星的导航信息广播的更新和修正在它们通过地面天线时上行传送到卫星上。
3. 用户部分 - 由所有和 GPS 接收机有关的部件组成，范围从轻便的手持接收机到永久安装在飞机上的接收机。接收机通过在一个匹配过程中移位它自己的同一代码来匹配卫星的编码信号，精确的测量到达的时间。知道了信号传播的速度和准确的传播时间，信号传播的距离可以从它的到达时间来推断。

GPS 接收机为解析它自己的位置，要利用至少 4 个良好定位的卫星信号来得出一个三维方位(纬度，经度和高度)。二维方位(只有纬度和经度)只要三个卫星就可以确定。GPS 接收机有大量的数据库。数据库最初是由接收机制造商提供的，而更新由制造商或者指定的数据代理机构完成。

有很多种导航功能丰富的 GPS 接收机可以选用。永久安装在飞机中的面板式安装单元可以用于 VFR 飞行，也会有某些 IFR 核定。便携的手持式和操纵杆上安装的 GPS 接收机也是流行的，尽管这些受限于 VFR 用途。并不是市场上的所有 GPS 接收机都适合于航空导航。例如，航海，娱乐和勘测用的 GPS 单元是不适合于飞机使用的。对于有 LORAN-C 的接收机，GPS 单元的功能和操作程序的差别就更大了。飞行员必须制造商的操作手册。应该仔细观察标牌，开关位置和信号器。

GPS 单元的初始化会需要几分钟时间，且应该在飞行前完成。如果单元还没有运行几个月时间或者它在关机状态被转移到一个明显不同的地点(几百英里)，初始化可能需要额外的几分钟时间。在初始化期间，单元会进行内部的完整性检查，探测卫星信号，显示数据库修订日期。在单元运行使用的数据库要过期时，在依靠它导航之前，数据库应该是现在的或者验证它是正确的。

使用 GPS 的 VFR 导航就像选择一个目的地(一个机场，VOR，NDB，交点，或者飞行员定义的航路点)然后设定单元为导航模式这样简单。提供的航向引导就是一个直接到目的地 大圆航路(最短距离)。很多 GPS 单元提供了和专用空域及最低安全高度有关的参考信息，还有大量的机场数据，和 ATC 服务及频率。有预先的 LORAN-C 接收机经验的用户会注意到大量可用导航信息的类似性，尽管运行的技术原理是相当不同的。

所有 GPS 接收机有完整的 (构造在单元中) 导航显示，一些还有整体移动地图功能。一些面板式安装的单元会驱动一个 VOR 指示器，HIS 或者甚至是一个外部的移动地图显示器。GPS 航向偏差是直线的，在飞机接近航路点时跟踪灵敏度没有增加。飞行员在使用 GPS 时必须仔细观察标牌，选择器开关位置，以及信号器指示，因为装置和核定会有很大的不同。

完整的 GPS 导航显示(象大多数 LORAN-C 单元)使用一些额外的不同于在 VOR 和 NDB 导航中用到的导航术语。这些术语的某些其缩写在不同的制造商中是不同的，它们如下所示。飞行员应该参考制造商的操作指南来了解详细的定义。

在依靠 GPS 导航之前应该检查有关的航行通告(NOTAM)。为了利用伪随机噪音码(PRN)和卫星飞行器号码(SVN)宣告特定 GPS 卫星的暂停服务，将会发布一份 GPS 航行通告。

飞行员只有在请求时才可以从 FSS 简报员得到 GPS 航行通告。

在使用任一成熟的高性能导航系统时，例如 LORAN-C 或 GPS，对人有一个强烈的诱惑几乎排外的完全依赖于那个单元，以至于对使用其他保持方位的技巧产生了不利影响。谨慎的飞行员在可以使用其他方法作为交叉检查和备用时，永远不要只依靠一种导航方法。

迷航程序

在飞机上迷航的时候是一个潜在的危险状况，特别是在低油量的时候。如果飞行员迷航了，要遵守一些很好的常规判断程序(sense procedure)。如果不能看到一个城镇或城市，第一件要做的事情就是爬升，要留心空中的交通量和天气状况。高度的增加会增加无线电和导航的接收范围，也会增加雷达覆盖范围。如果在城镇或城市附近飞行，有可能在水塔上读到城市的名字。

如果飞机有一个导航的无线电装置，如一个 VOR 或 ADF 接收机，从两个或多个导航设施测绘方位角来确定位置也是可能的。如果安装了 GPS，或者在飞机上飞行员有便携式航空 GPS，可以用它来确定最近的机场方位和地点。

使用航图上显示的频率和任何可用的设施进行通讯。如果和管制员联系上了，可能提供了雷达方向。其他设施也可能提供识别方向(DF)的帮助。要使用这个程序，管制员会要求飞行员按下发送键并保持几秒钟，然后再释放。管制员可能要求飞行员改变几次方向然后重复发送步骤。这为管制员提供了足够的信息来测定飞机的位置然后给出一个合适的着陆点的方向。如果情况变的危险，就在紧急频率 121.5MHz 上发送情况，设定应答机号码为 7700。大多数设施甚至客机都会监控紧急频率。

飞行改向

飞行员可能有时不能到达计划的目的地。这可能是意外的天气状况，一次系统故障或者不充分的飞行前计划引起的。任何情况下，飞行员需要能够安全有效地转向到一个备降目的地。任何越野飞行之前，都要检查航图上飞行航路沿线或附近的机场或适合的着陆区域。同样，要检查改向期间可以使用的导航设施。

飞行中对航向，时间，速度和距离信息的计算要求和在飞行前计划用到的计算相同。然而，由于有限的驾驶舱空间，和由于必须在驾驶飞机，进行计算，和扫视其他飞机之间分配注意力，所以要利用所有可能的捷径和经验计算。

在飞行中，在扇区航图上实际绘制航线标记检查点和距离是几乎不切实际的。此外，由于备降机场通常不会离你的原来航线太远，实际的绘图基本都不必要。

到备降目的地的航线可以用量角器和绘图仪精确的测量，但是也可以用经度合理的直尺和绕 VOR 台的罗经卡来测量。这个近似值可以根据附近的一个 VOR 的一个方向线和几乎平行于到你的备降目的地航向的空中航线来确定。但是，记住和 VOR 方向线关联的磁航向或印刷的空中航线是背台的。为找到“向”台的航向，可能必须要计算航向的反向。导航到一个在

领域中有 VOR 或 NDB 设施的备降机场通常是更加容易的。

在选择了最合适的备降目的地之后，使用罗经卡或者扇区航图上的航线来接近飞向备降目的地的磁航向。如果时间允许，尽力在显著的地面特征上开始改向。然而，在紧急情况下，马上改向到你的备降机场。在改向到备降目的地之前，为了完成所有涉及的测绘，测量和计算，这可能只会恶化实际的紧急情况。

一旦确立了航线方向，注意时间，然后使用你的改向地点最近的高空风来计算航向和地面速度。计算得到了地面速度之后，要确定一个新的到达时间和燃油消耗量。在为导航和计划分配注意力的时候，要优先注意驾驶飞机。在为改向确定所使用的高度时，要考虑云的高度，风，地形，和无线电接收。

第十五章一航空医学因素

获得医疗认证

环境和健康因素

飞行中的视觉

第十六章－航空决策制定(ADM)

ADM 的来源

决策制定流程

风险管理

影响决策制定的因素

实际中易犯的错误

附录 1－词汇表